



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**KONSTRUKČNÍ NÁVRH TRUPU A OCASNÍCH PLOCH
SOUTĚŽNÍHO MODELU LETADLA**

STRUCTURAL DESIGN OF FUSELAGE AND TAIL FOR RACING MODEL

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Adam Skála

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jan Pejchar

BRNO 2016

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Adam Skála**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Jan Pejchar**
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Konstrukční návrh trupu a ocasních ploch soutěžního modelu letadla

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Podle pravidel platných pro studentskou soutěž air Cargo Challenge 2015 navrhnete vhodné konstrukční uspořádání trupu a ocasních ploch soutěžního letounu.

Cíle bakalářské práce:

- Uvedte možné způsoby uspořádání trupu a ocasních ploch a důrazem na minimální hmotnost.
- Podle pravidel ACC 2015 specifikujte potřebné palubní vybavení a proveďte hmotový rozbor celého letadla.
- Dimenzujte a navrhnete konstrukční řešení trupu a ocasních ploch.

Seznam literatury:

Mertl V. (2000): Konstrukce a projektování letadel, VUT-FSI, Brno.

Roskam, J. (2002): Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles. 3. print. Lawrence, Kan: DARcorporation. ISBN 18-848- 8556-X.

Middleton, D. H. (1990): Composite Material in Aircraft Structure, Longman Singapore Publisher Ltd., 379 stran.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ANOTACE

Tato bakalářská práce se zabývá vylepšením trupu a ocasních ploch již existujícího soutěžního letounu FabricK. Úvod práce seznamuje čtenáře se soutěží Air Cargo Challenge a popisuje letoun FabricK. Následuje rešeršní studie možných řešení ocasních ploch a statistický přehled sériově vyráběných modelů kategorie F3B. Praktická část práce dále popisuje konstrukční návrh ocasních ploch, trupu a hmotnostní rozbor nového modelu. Závěr posuzuje přínosy této práce.

KLÍČOVÁ SLOVA

Air Cargo Challenge, FabricK, ocasní plochy, trup, V uspořádání, statistika, F3B modely

ABSTRACT

This bachelor's thesis surveys fuselage and empennage improvement of an already existing competition aircraft FabricK. Firstly, the introductory part explains the Air Cargo Challenge contest and describes the model. A research then presents possible empennage designs, which is followed by a brief overview of production F3B aircraft. The practical part of thesis introduces construction project of the empennage and the fuselage as well as a weight distribution analysis. Finally, the concluding part will evaluate the improvement.

KEYWORDS

Air Cargo Challenge, FabricK, empennage, fuselage, Vee tail, statistics, F3B planes

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

SKÁLA, A. *Konstrukční návrh trupu a ocasních ploch soutěžního modelu letadla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 60 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jan Pejchar.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Já, Adam Skála, prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně dne 26.05.2016

.....

Adam Skála

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji Ing. Janu Pejcharovi za odborné vedení práce, trpělivost, cenné rady a vstřícnost při konzultacích.

OBSAH

1	ÚVOD.....	12
2	AIR CARGO CHALLENGE 2015	13
	2. 1 Průběh letové mise	13
	2. 2 Požadavky a omezení letounu	13
	2. 3 Hodnocení.....	14
3	LETOUN FABRICK I	16
	3. 1 Charakteristiky letounu	16
	3. 2 Trup	17
	3. 3 Křídlo.....	18
	3. 4 Ocasní plochy	20
	3. 5 Hmotnostní rozbor.....	20
	3. 6 Shrnutí	21
4	LETOUN FABRICK II	22
	4. 1 Funkce a uspořádání ocasních ploch	23
	4. 1.1 Klasické uspořádání.....	24
	4. 1.2 Uspořádání do T	25
	4. 1.3 Křížové uspořádání.....	26
	4. 1.4 Uspořádání do V	27
	4. 1.5 Porovnání.....	28
	4. 2 Důležité parametry a veličiny.....	29
	4. 3 Statistický rozbor komerčně vyráběných modelů	30
	4. 4 Návrh ocasních ploch	32
	4. 5 Volba profilu	34
	4. 6 Návrh trupu.....	35
	4. 7 Hmotnostní rozbor.....	38
	4. 7.1 Výpočet ideální polohy těžiště	39
	4. 7.2 Poloha těžiště 3D modelu	41
	4. 8 Porovnání.....	42
5	ZÁVĚR.....	45
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....	46
	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ.....	48
	PŘÍLOHY	

1 ÚVOD

Obsahem této práce je konstrukční návrh ocasních ploch a trupu soutěžního modelu FabricK. Téma je aktuální z důvodu konání soutěže Air Cargo Challenge v roce 2017, kde bychom se studentským týmem BUT Chicken Wings chtěli vylepšit dosavadní umístění.

Jedním z cílů této práce je návrh ocasních ploch. Teoretický podklad na toto téma tvoří rešeršní část pojednávající o možnostech uspořádání ocasních ploch. Další součástí zlepšení je návrh trupu. Cílem je minimalizovat omočený povrch a hmotnost.

Je nutné, aby návrh zmíněných částí letounu vycházel z hmotnostního rozboru a nebylo třeba zvyšovat hmotnost po sestavení modelu dovažovací zátěží. Dalším opěrným bodem návrhu je statistika komerčně vyráběných modelů.

Většina teoretické části a výpočtů vychází ze starší literatury pojednávající o aerodynamice leteckých modelů československých autorů Hoření a Musila. Letoun je vymodelován za použití softwaru Catia, seznámení se softwarem má přínos pro budoucí uplatnění v praxi.

Nový návrh přinese výrazné snížení hmotnosti a odporu. Z toho plyne možnost navýšení rychlosti či množství platícího zatížení, které bude model FabricK II při soutěži nést.

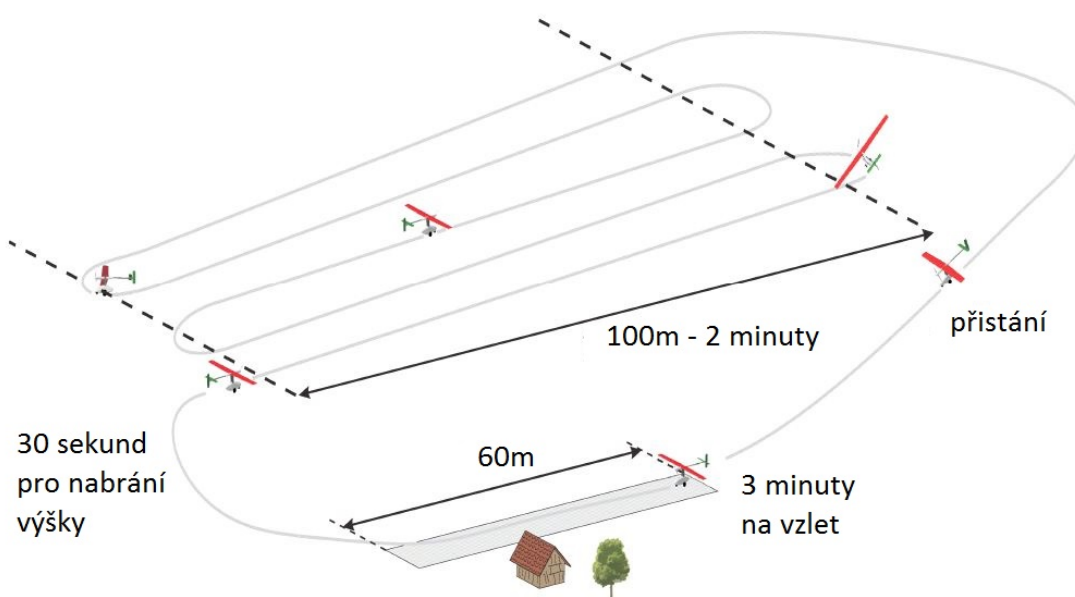
2 AIR CARGO CHALLENGE 2015

Air Cargo Challenge (dále ACC) je studentská soutěž založena roku 2003. Koná se jednou za dva roky, pořadající zemí je vítěz předešlého ročníku. Myšlenkou soutěže je ozvláštnit studium zajímavým technickým problémem. Koncept soutěže má napodobit reálný projekt. Tým studentů musí vyřešit zadaný problém, vypracovat technickou zprávu, a poté konstrukční návrh zrealizovat. Zpětnou vazbu studenti získají porovnáním s ostatními týmy. Mezi přínosy patří také práce v týmu a fakt, že finanční prostředky si studenti shání sami.

Účastní se maximálně 30 týmů z celého světa, převážně však z evropských zemí. Tým se skládá z pilota, 3 až 6 členů týmu a univerzitního poradce.

2.1 Průběh letové mise

- bezpečnostní inspekce; je ověřeno uchycení všech komponentů, dosah přijímače atd.
- instalace platícího zatížení
- vzlet na dráze max. 60 m v časovém limitu 3 minut, dalších 30 s pro nabrání výšky
- let mezi bázemi vzdálenými od sebe 100 m, úkolem je obletět co nejvíce okruhů za 2 minuty
- bezpečné přistání na vymezeném prostoru 120×40 m



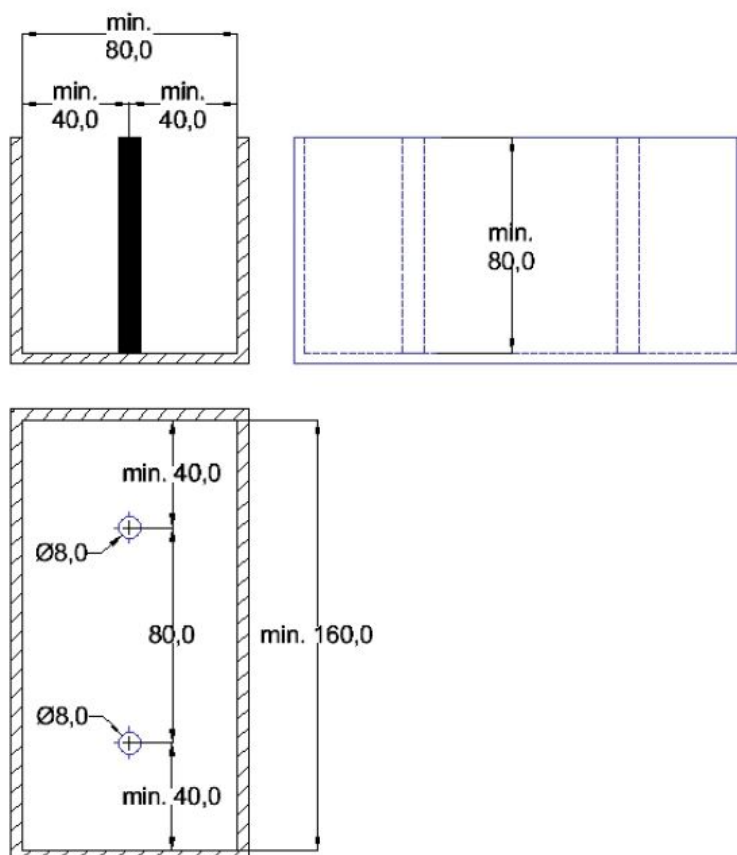
obr. 2.1 – letová mise [12]

2.2 Požadavky a omezení letounu

- je povolena libovolná konfigurace kromě letadel lehčích než vzduch či strojů s rotujícími nosnými prvky
- vzlet vlastní pomocí
- jedna pohonná jednotka AXI Gold 2826/10
- vrtule APC 13×7 inches Sport

- pohonná baterie (LiPo, LiFe, Lilon) s maximálním vybíjecím proudem alespoň 45A a 3 články v sérii
- přijímačová baterie s kapacitou alespoň 600 mAh
- zákaz použití autopilota
- nákladový prostor o rozměrech minimálně 160×80×80 mm
- musí být zamezeno pohybu nákladu
- celý letoun v letové konfiguraci se musí vejít do čtverce o hraně 2500 mm
- letoun musí být rozložitelný a transportovatelný v přepravním boxu o velikosti 1100×500×400 mm

Tyto požadavky a omezení slouží k zajištění stejných podmínek pro všechny týmy.



obr. 2.2 – předpis nákladového prostoru [12]

2.3 Hodnocení

Body se týmům přidělovaly za:

- technickou zprávu – konstrukční návrh, výpočty, ústní prezentaci
- letovou misi – výpočet bodů dle množství platícího závaží a nalétané vzdálenosti, vzletu a přistání
- bonusy – za přesnost odhadu platícího závaží, rychlost instalace závaží

$$\text{letové body} = (\text{platící závaží [kg]} \times 2) \times (\text{nalétané úseky} + a) \times b \quad [12] \text{ (2.1)}$$

$a = 2$ pro platný start a neplatné přistání

$a = 3$ pro platný start a platné přistání

$b = 1$ pro platný let bez havárie

$b = 0$ v případě ztráty části letounu za letu a neplatný vzlet

$$\text{bonus za odhad} = 10 \times \left(1 - \frac{|\text{předpoklad} - \text{skutečnost}|}{\text{předpoklad}} \right) \quad [12] \text{ (2.2)}$$

Limit pro získání bodů navíc je 120s, v případě přesáhnutí limitu se body neodečítají

$$\text{bonus za rychlost} = 24 \times \left(1 - \frac{t}{120s} \right) \text{ pro } t < 120 s \quad [12] \text{ (2.3)}$$

Body také mohly být odečteny např. za zpoždění s technickými zprávami či prohřeškům proti pravidlům. Tým BUT Chicken Wings se umístil na 14. místě s celkovým počtem 213,15 bodů, z toho 114 za letovou misi. Tato kapitola byla vypracována na základě literatury [12].

3 LETOUN FABRICK I

Model letadla byl navrhnut za účelem účasti na studentské soutěži Air Cargo Challenge 2015. FabricK (dále Fabrick) byl koncipován především jako rychlý a obratný letoun s tuhou konstrukcí.



obr. 3.1 – 3D model letounu Fabrick

3.1 Charakteristiky letounu

Parametry:

maximální vzletová hmotnost	m_{MTOW}	9,5	kg
provozní prázdná hmotnost	m_{OEW}	6,5	kg
pádová rychlost	v_S	10,86	m/s
cestovní rychlost	v_C	22,2	m/s
maximální rychlost	v_D	30,95	m/s
rameno VOP	l_{VOP}	1175	mm
rameno SOP	l_{SOP}	1100	mm

Křídlo:

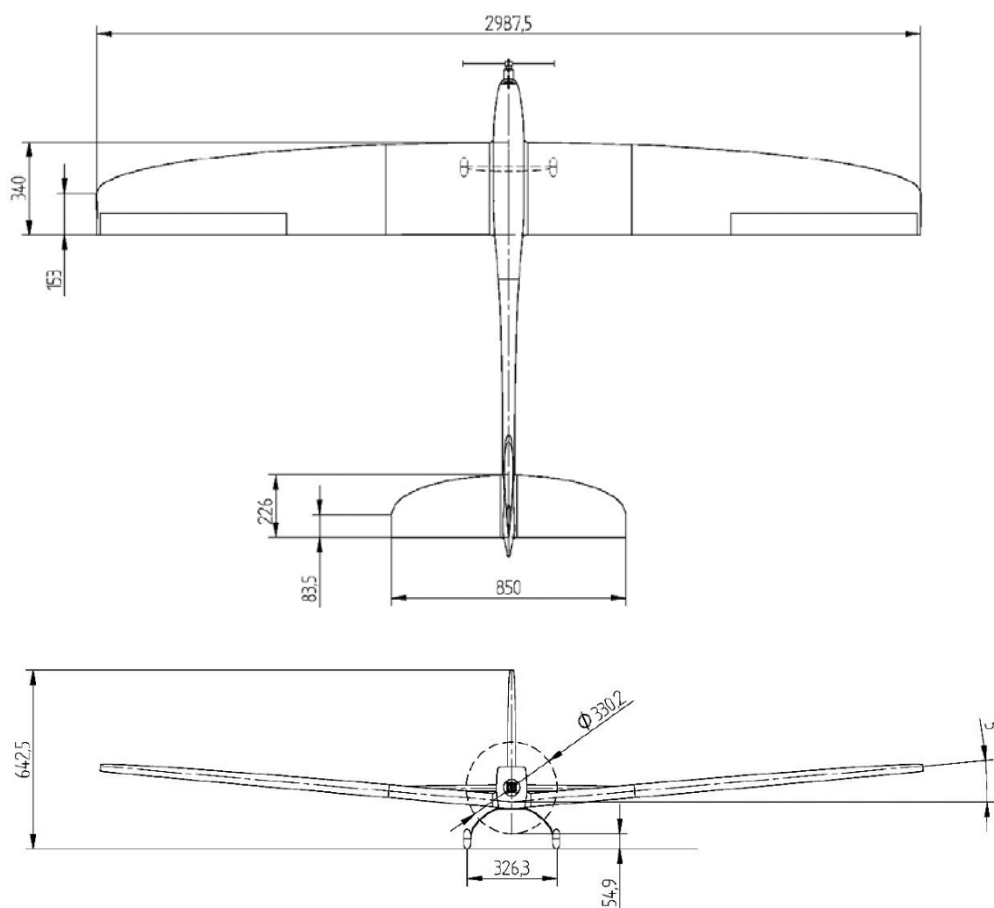
plocha křídla	S	89,9	dm ²
rozpětí	l	3000	mm
šťíhlost	λ	10	-
střední aerodynamická těživa	c_{SAT}	305,68	mm
max. součinitel vztlaku křídla	C_{Lmax}	1,55	-

Ocasní plochy:

plocha VOP	S_{VOP}	16,61	dm ²
rozpětí VOP	l_H	850	mm
plocha SOP	S_{SOP}	10,07	dm ²
rozpětí SOP	l_V	400	mm

Trup:

šířka trupu	A_T	102	mm
výška trupu	B_T	150	mm
délka trupu včetně motoru	L_T	1809	mm

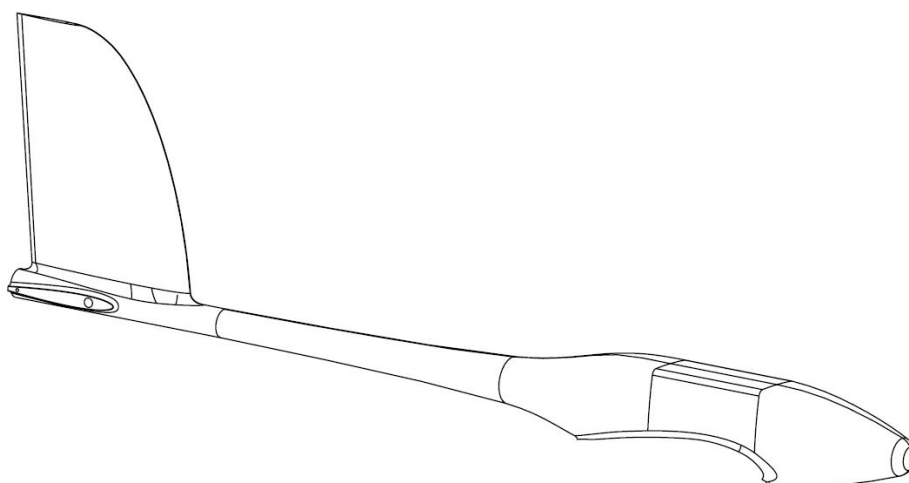


obr. 3.2 – Fabrick I [11]

3. 2 Trup

Trup je část letounu, která negeneruje vztlak a je snaha, aby tvořila co nejméně odporu. Spojuje s křídlem ocasní plochy, plní funkci nákladového prostoru. U RC modelů nese pouze přístroje nutné pro řízení, baterie, pohony, přijímač atp.

Trup je dělen na dvě části z důvodu přepravy a ocasní plochy se nacházejí v klasickém uspořádání za křídlem.

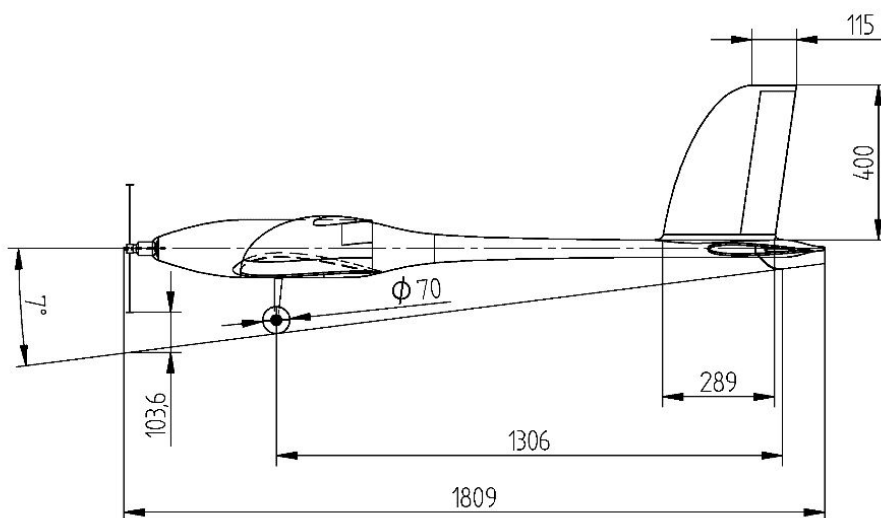


obr. 3.3 – Fabrick, trup

Fabrick byl navrhnut jako dolnoplošník z následujících důvodů:

- soustředění hmoty co nejblíže osy trupu (lepší manévrovací schopnosti)
- úspora hmotnosti na podvozku
- jednodušší konstrukce nákladového prostoru

Nevýhodou tohoto uspořádání je zvýšený odpor u přechodů povrchů křídla a trupu.



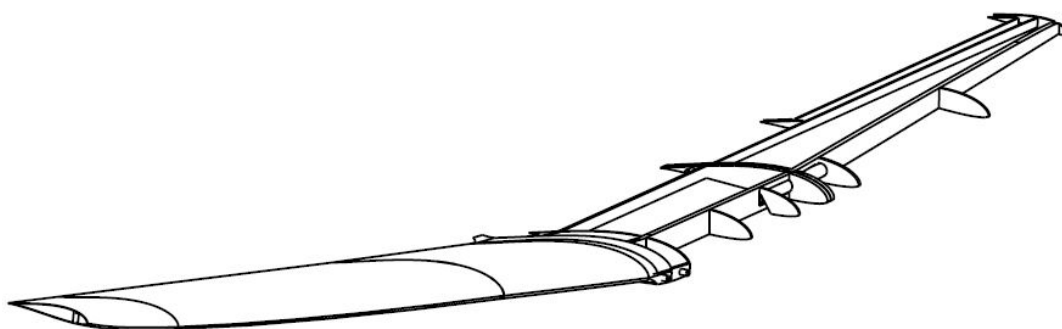
obr. 3.4 – boční pohled [11]

Letoun je vyroben z kompozitních materiálů. Potah celého letounu je sendvičové konstrukce za použití uhlíkových a skelných tkanin v kombinaci s pěnovým materiálem Herex. Technologie výroby se nazývá mokrá laminace. Forma se vyloží tkaninou a je nasycena zpravidla epoxidovou pryskyřicí promísenou s tvrdidlem. Po zatvrdnutí je vyjmut hotový díl.

3.3 Křídlo

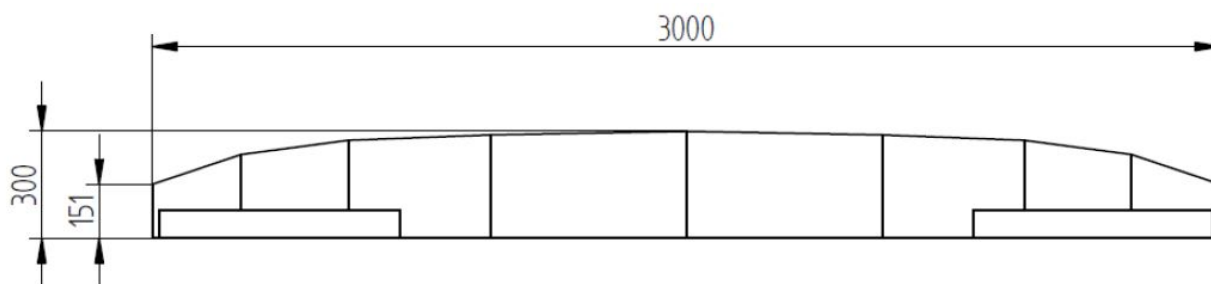
Křídlo je hlavní částí letounu generující vztlak. Vztlakové síly vyrovnávají účinky gravitačních sil. Na množství vztlaku má vliv tvar křídla, jeho poloha vůči nabíhajícímu proudění a to za

předpokladu tvorby co nejmenšího odporu. Poměr vztlakové síly a odporové síly se nazývá aerodynamická jemnost, nebo také klouzavost. Tyto síly lze vyjádřit součiniteli a dále hodnotit v tzv. poláře profilu.



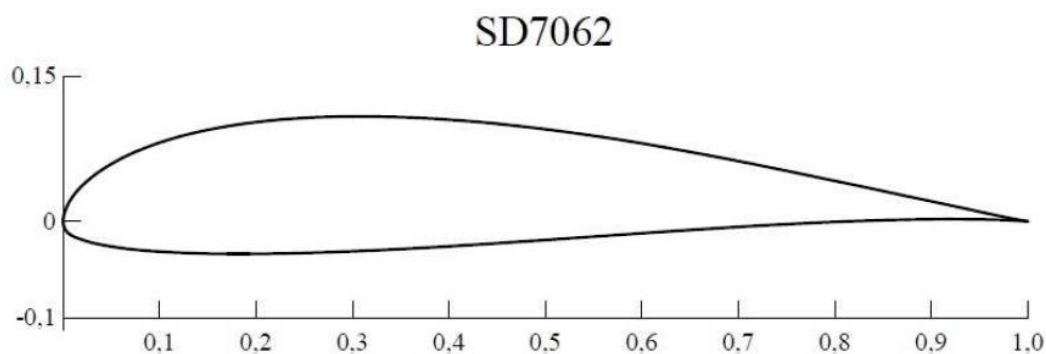
obr. 3.5 – Fabrick, křídlo

Rozpětí křídla Fabricku bylo stanoveno na 3000 mm (využití úhlopříčky pravidly předsaného čtverce). Plocha křídla je $89,9 \text{ dm}^2$. Půdorys křídla je lichoběžníkový.

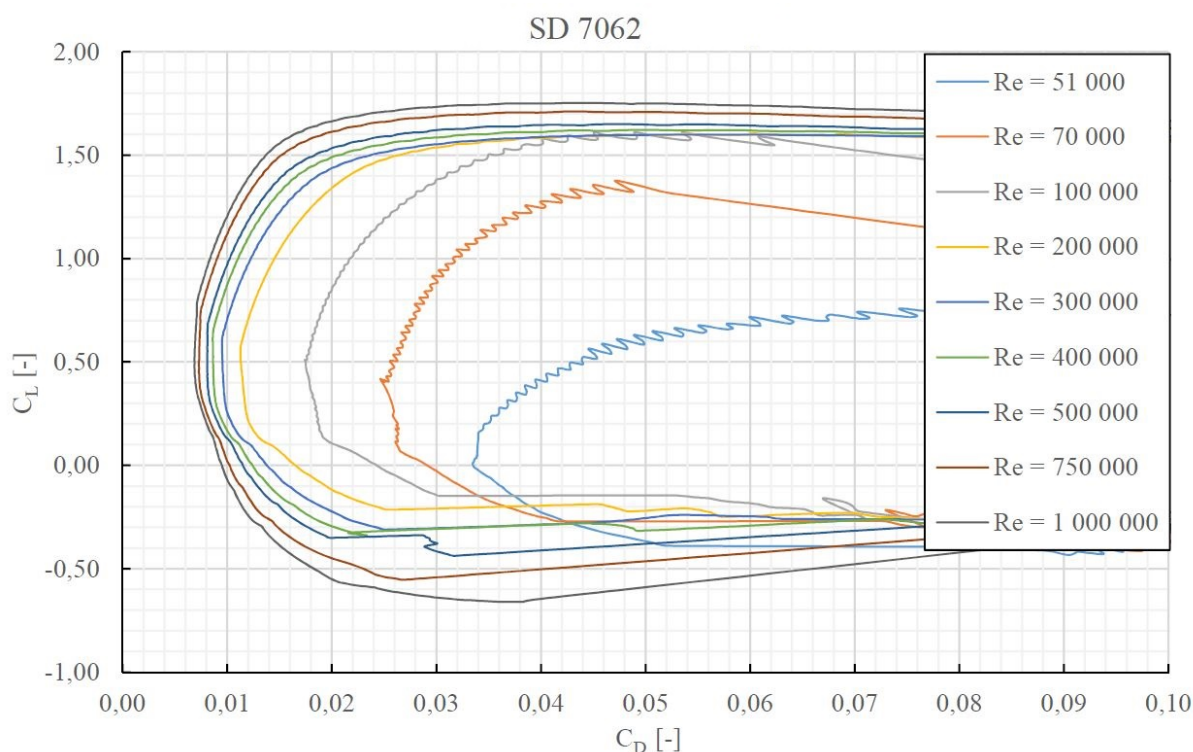


obr. 3.6 – geometrie křídla [11]

Pro letoun byl zvolen profil SD7062 s nízkým odporem a příznivou hodnotou součinitele vztlaku. Při budoucí účasti v soutěži ACC je cílem křídlo co nejvíce zachovat vzhledem k ceně výroby forem.



obr. 3.7 – profil křídla SD7062 [11]

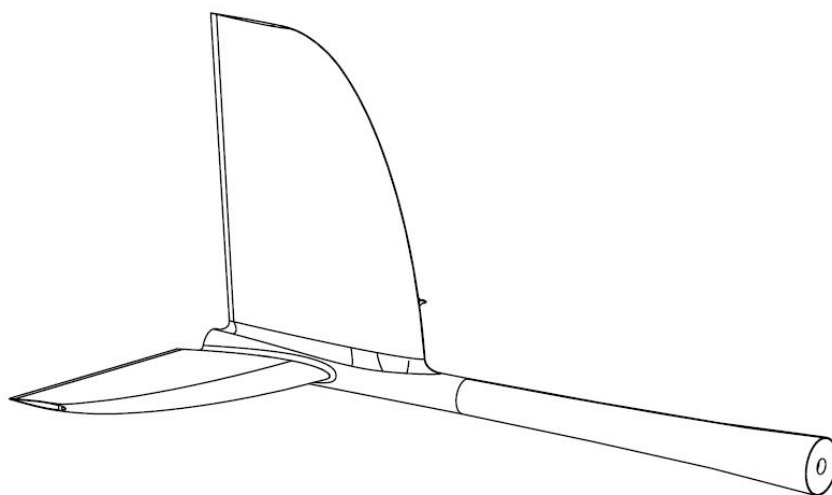


obr. 3.8 – aerodynamické poláry profilu SD7062 [11]

Křídlo je stejně jako trup děleno na tři části z důvodu převozu. Konstrukce je poloskořepinová, kde k přenesení ohybového momentu slouží nosník ve tvaru písmene I. Krutová zatížení přenáší potah. Nosníky jsou sendvičové konstrukce. [6]

3. 4 Ocasní plochy

O funkci ocasních ploch bude pojednáno detailněji v kapitole 4. 1. U Fabricku bylo zvoleno klasické uspořádání ocasních ploch. Konstrukce i výroba byla provedena stejně jako v případě trupu a křídla.



obr. 3.9 – Fabrick, ocasní plochy

3. 5 Hmotnostní rozbor

Hmotnostní rozbor byl proveden teoreticky. Při sestavení modelu byla však zjištěna nerovnováha a vzhledem k časové tísní se konstruktéři uchýlili k řešení pomocí přídavného závaží

1,5 kg umístěného na špici letounu. Tento problém způsobila krátká přední část trupu a na druhé straně příliš dlouhá a mohutná ocasní část letounu. Nepřesnost ve výpočtu také vznikla vlivem ruční výroby a uvažováním nižší hmotnosti součástí pro výpočet těžiště.

	předpokládaná hmotnost [g]	skutečná hmotnost [g]
křídlo s podvozkem	1060	2144
trup + SOP	328	2014
VOP	159	105
celý model bez soutěžního závaží	2725	6582

tab. 3.1 – předpokládaná/skutečná hmotnost [11]

3. 6 Shrnutí

Výhody modelu Fabrick 2015:

- nízký aerodynamický odpor
- vysoká rychlost
- výborná manévrovatelnost
- tuhost a pevnost konstrukce
- design

Nevýhody:

- nutnost velké dovažovací zátěže k dosažení statické stability
- nákladový prostor mimo prostor křídla
- vysoká mohutnost ocasních ploch
- velká hmotnost vyrobených dílů
- nevyužití prostoru křídla pro uložení nákladu
- špatná přístupnost k elektronice v přední části trupu

Kapitola 3 vychází z literatury [6][11][12].

4 LETOUN FABRICK II

Pro návrh nového letounu FabricK II se uvažují pravidla a regulace z roku 2015, nepředpokládají se jejich výrazné změny. Úpravy stávajícího modelu jsou předmětem několika bakalářských prací.

Oprava hmotového rozboru

- korekce výpočtu předpokládané hmotnosti na základě vyrobeného modelu
- identifikace možností úspory hmotnosti
- odstranění dovažovací zátěže z motorového lože

Ocasní plochy

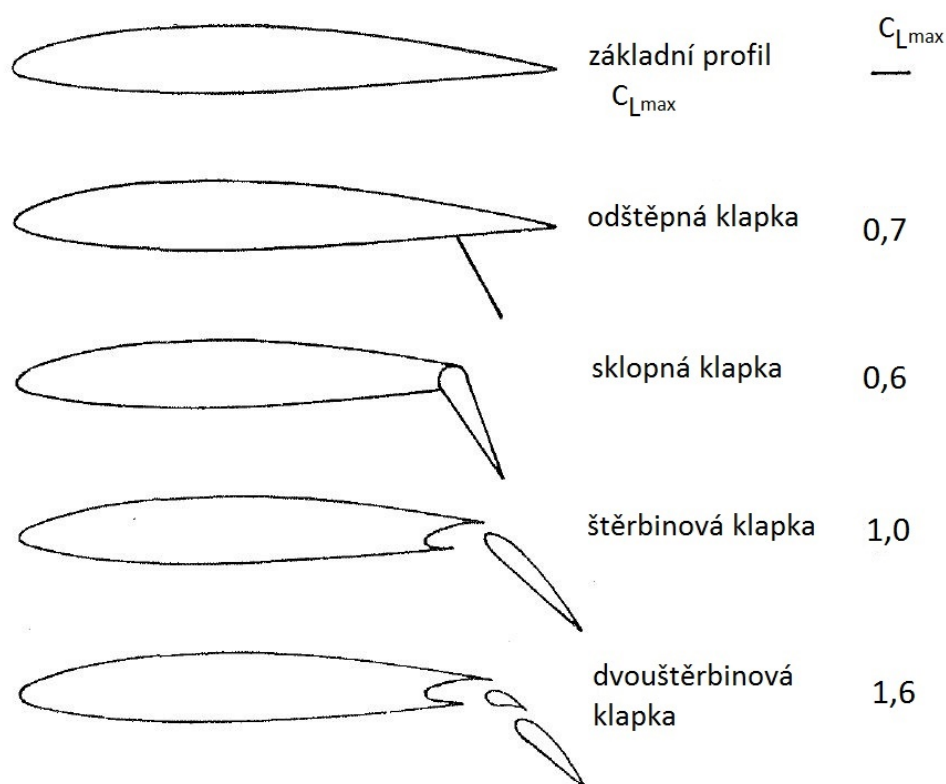
- výrazné snížení mohutnosti
- změna klasické koncepce na V uspořádání

Návrh trupu

- zapuštění nákladového prostoru do dutiny křídla a tedy zmenšení výšky trupu
- přepracování geometrie trupu; zkrácení ocasní části a prodloužení přední části

Aerodynamické vylepšení

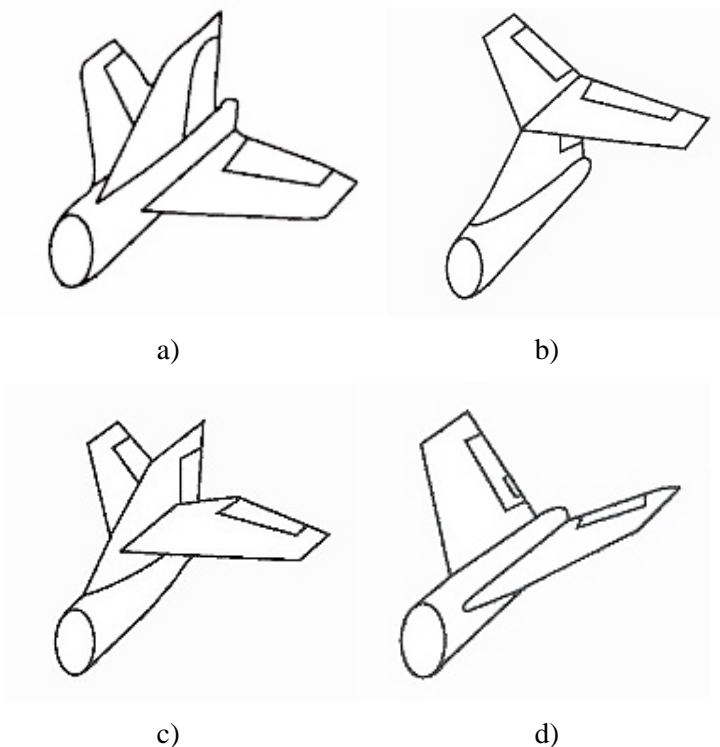
- zkrácení vzletu a přistání pomocí vztlačové mechanizace
- snížení indukovaného odporu pomocí tvarových zakončení křídel



obr. 4.1 – některá řešení vztlačové mechanizace [2]

4. 1 Funkce a uspořádání ocasních ploch

Základním požadavkem na ocasní plochy je udržení podélné a směrové stability. Případná nestabilita vychází z vnějšího zatížení letounu. Toto vnější, případně aerodynamické, zatížení vzniká v důsledku rozdílného působení vztlakové síly křídla a těžiště letounu. Působením vztlakové síly na křídle vzniká klopivý moment. Ocasní plochy slouží k vyrovnání tohoto momentu a k řízení letu. V této kapitole jsou popsány především ocasní plochy, jejichž použití má u letadel s malými Reynoldsovými čísly smysl.



obr. 4.2 – a) klasické uspořádání b) uspořádání do T
c) křížové uspořádání d) uspořádání do V [16]

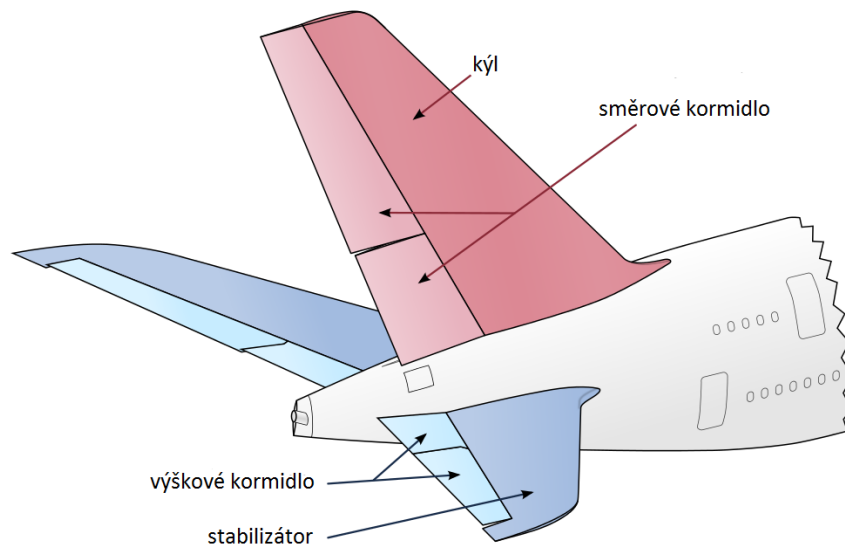
Ocasní plochy se zpravidla skládají z vodorovných ploch (dále VOP) a svislých ploch (dále SOP). Na těchto plochách jsou umístěna kormidla. U SOP je to směrové a u VOP výškové kormidlo. Vodorovné plochy nemusí být vždy rozděleny na pohyblivé a nepohyblivé části. Pokud se celá VOP pohybuje, mluvíme o plovoucí VOP. V praxi se setkáváme s velkým množstvím uspořádání ocasních ploch. Pro účely této práce však byly vybrány 4 nejběžnější typy. [1][6][10]



obr. 4.3 – příklad užití plovoucí VOP [18]

4. 1.1 Klasické uspořádání

Klasické, nebo také konvenční uspořádání, je tou nejběžnější variantou uspořádání ocasních ploch. Jedná se o efektivní a konstrukčně nenáročné řešení, kde kýl bývá součástí trupu a přenáší krutová zatížení plynoucí například z vychýlení kormidla. Z trupu dále vystupuje stabilizátor či, v případě nedělených VOP, plovoucí VOP. Klasické uspořádání se objevuje u velkých dopravních letounů až po malé letouny.



obr. 4.4 – klasické uspořádání [18]

Výhody tohoto uspořádání:

- konstrukční nenáročnost
- nízké náklady na výrobu
- samotná kýlová plocha může být subtilní a negeneruje velký odpor
- dobrý přístup k VOP, jednoduchá inspekce

Nevýhody:

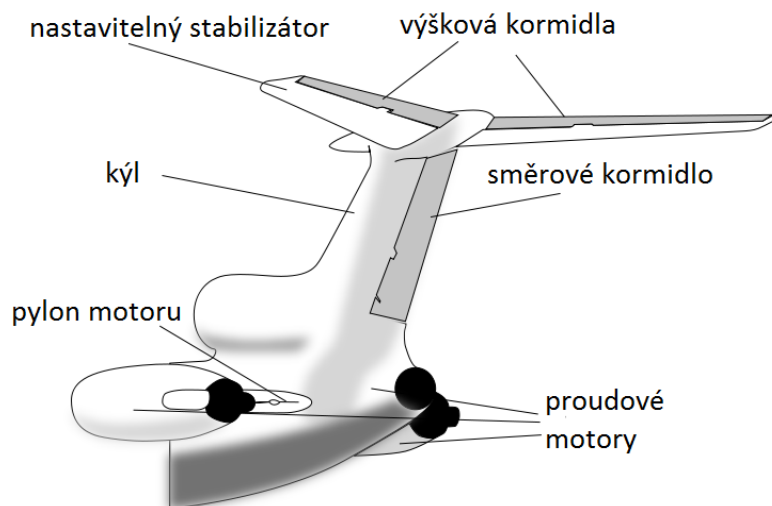
- nízká poloha stabilizátoru může zapříčinit poškození v případě přistání na neupravené ploše (traviny, pole)
- velké rozměry SOP mohou působit potíže při bočním větru
- nebezpečí odtržení proudění vlivem úplavu ostatních ploch letounu [3][18]



obr. 4.5 – příklad užití klasického uspořádání u větroně L-13 Blaník [17]

4. 1.2 Uspořádání do T

Konstrukce velmi podobná klasické, kýl je součástí trupu, stabilizátor je však uchycen na horním konci kýlu. Lze konstruovat nedělené VOP, které se vychylují kolem jednoho závěsu. Tyto jsou používány zejména pro kluzáky, kde navyšují klouzavost a zároveň bezpečnost při přistání do vyšších porostů.



obr. 4.6 – uspořádání do T [19]

Výhody tohoto uspořádání:

- bezpečná poloha stabilizátoru
- snížení interferenčního odporu - menší počet rohů
- snížení aerodynamických ztrát - efekt koncové desky
- vyšší účinnost VOP z důvodu polohy mimo úplav křídla
- stabilizátor není v úplavu motoru - netrpí tolik na únavu

Nevýhody:

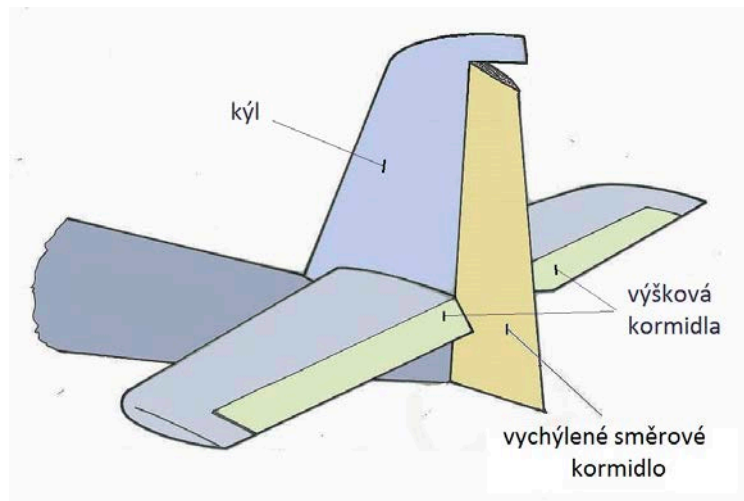
- větší namáhání kýlu - zvýšení hmotnosti konstrukce
- nenachází se v oblasti ofukované vrtulí – prodloužená vzletová vzdálenost
- nelze použít rohové odlehčení u směrového kormidla
- znesnadněná inspekce stabilizátoru
- řídicí mechanismus musí procházet celým kýlem až ke stabilizátoru [3][19]



obr. 4.7 – příklad užití uspořádání do T u větroně Grob G 109 [19]

4. 1.3 Křížové uspořádání

Stabilizátor protíná kýl zhruba v půli a nachází se nad trupem. Někdy se nazývá jako klasické uspořádání s nadsazenými VOP. Konstrukci se téměř neliší od předešlých případů.



obr. 4.8 – křížové uspořádání [8]

Výhody tohoto uspořádání:

- stabilizátor není vystaven víru spalín motoru - netrpí tolik na únavu
- kýl nemusí být vyztužen v celé délce
- směrové kormidlo může být rohově odlehčeno

Nevýhody:

- ztráta efektu koncové desky oproti uspořádání do T
- řídicí mechanismus nemusí procházet celým kýlem
- stabilizátor musí být v oblasti, kde se vychyluje směrové kormidlo vyříznut, aby se předešlo kolizi kormidel
- navýšení interferenčního odporu – vyšší počet rohů [3][8]

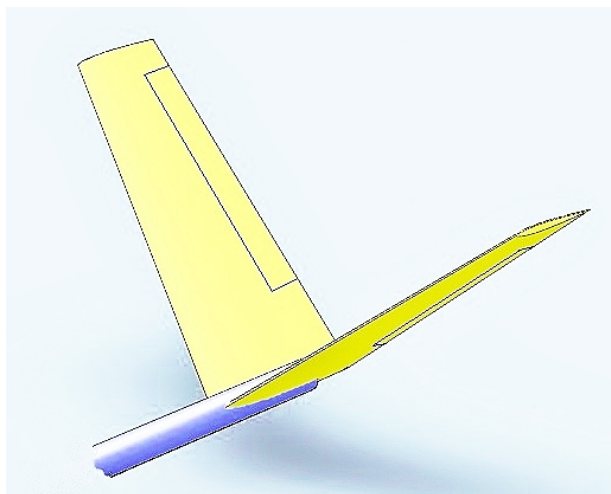


obr. 4.9 – příklad užití křížového uspořádání u větroně SZD-50 Puchacz [20]

4. 1.4 Uspořádání do V

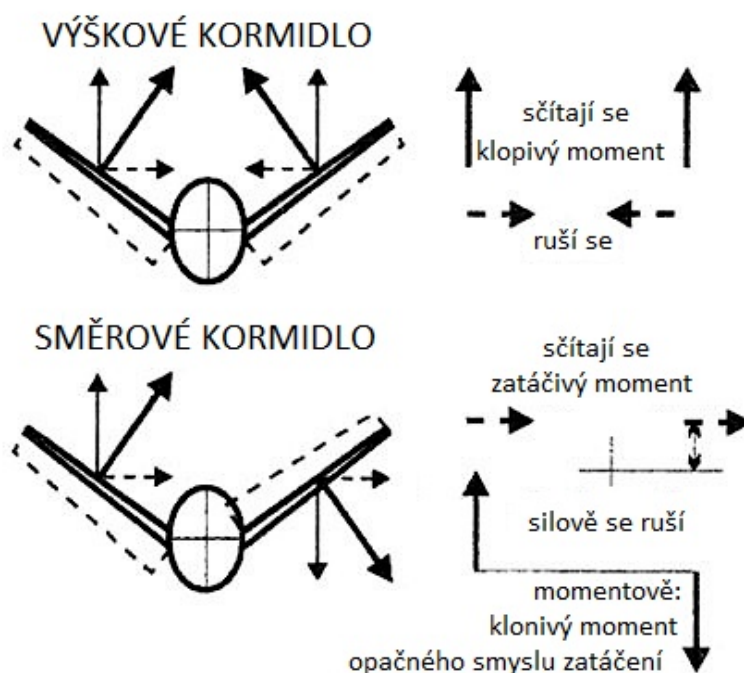
Uspořádání do V, tzv. motýlek, se skládá ze dvou izolovaných povrchů svírající mezi sebou úhel, zpravidla větší než 90° . Obě plochy plní funkci kýlu i stabilizátoru, kormidla funkci směrovky a výškovky. Při souhlasném vychýlení kormidel dochází k přírůstku vztlakové síly a vytvoření klopivého momentu vzhledem k těžišti. Zároveň také vznikají horizontální složky sil, které se vzájemně ruší.

Pro zatačení je třeba vychýlit každé kormidlo na jinou stranu. Horizontální složky sil se sčítají. Vertikální složky tvoří nežádoucí moment působící proti klonění letounu a způsobují zkrut trupu. Tento moment je třeba překonávat příčnými kormidly.



obr. 4.10 – uspořádání do V [21]

Různé literatury uvádí jako jednu z výhod úsporu hmotnosti vlivem zmenšení povrchu, např. [2]. Avšak dle literatury [9] a [10] je pro dosažení stejné ovladatelnosti a stability jako u klasického uspořádání potřebná stejná plocha a k úspoře hmotnosti nedochází.



obr. 4.11 – princip fungování uspořádání do V [5]

Výhody tohoto uspořádání:

- zmenšení interferenčního odporu
- nenachází se v úplavu křídla, ani víru spalin pohonné jednotky
- bezpečná poloha ocasních ploch např. při přistání do porostu

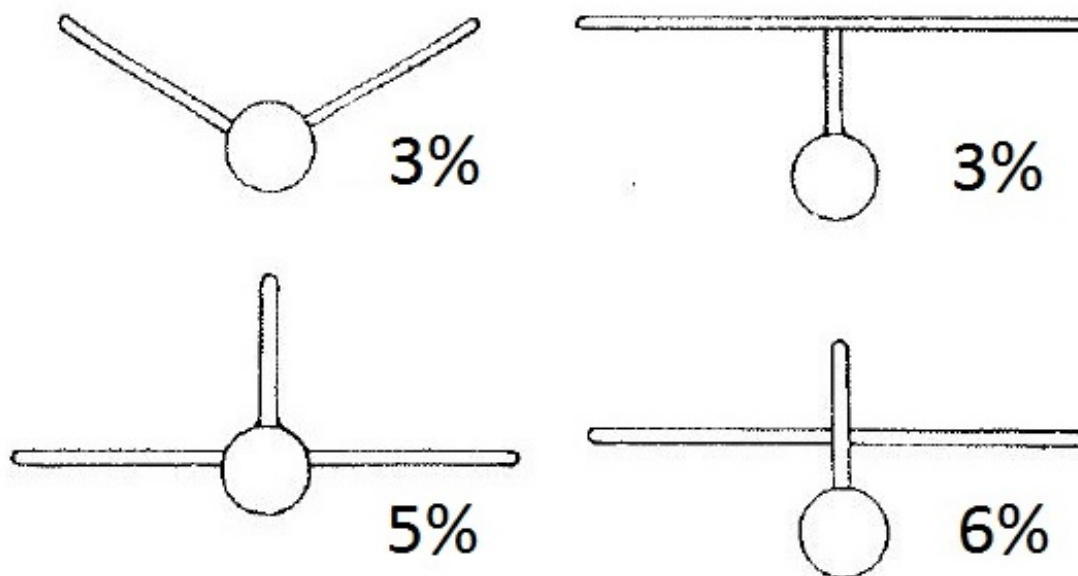
Nevýhody:

- zvýšené nároky na pevnost a tuhost trupu
- pokles příčné ovladatelnosti
- složitější řízení, u starších modelů [3][6][9][10][22]



obr. 4.12 – užití uspořádání do V u větroně H-101 Salto, nepřehlédnutelnou součástí letounu je i proudový motor PBS - TJ100 vyráběný ve Velké Bíteši [23]

4.1.5 Porovnání



obr. 4.13 - procentuální přírůstek odporu ocasních ploch k odporu celého letounu [2]

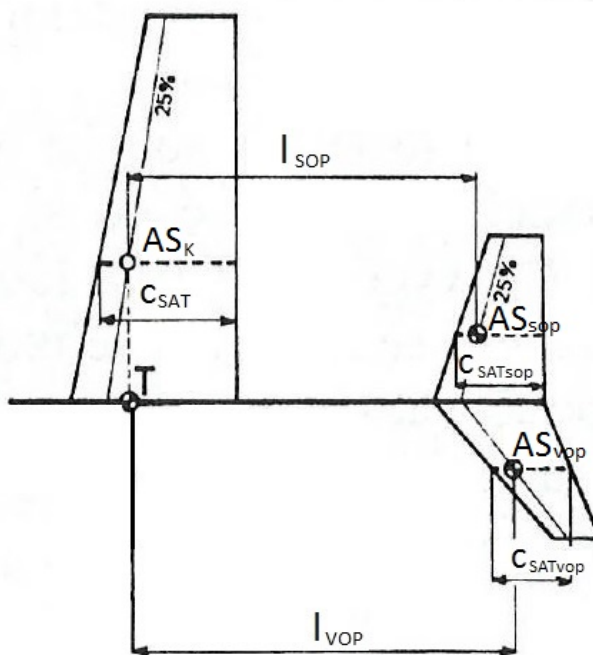
Z důvodů snížení odporu, příslibu menší hmotnosti a bezpečnější polohy ocasních ploch bylo vybráno uspořádání do V a další části této práce se již budou zaměřovat pouze na tento typ.

	klasické uspořádání	T-uspořádání	křížové uspořádání	V-uspořádání
hmotnost	2 ¹	3	4	2
odpor	4	2	5	1
stabilita	3	3	3	4
odolnost	3	5	3	2
ovladatelnost	1	2	1	3
jednoduchost konstrukce	2	4	3	2

tab. 4.1 – tabulka zachycující hodnocení vlastností uvažovaných uspořádání [9]

4.2 Důležité parametry a veličiny

Při navrhování ocasních ploch je třeba brát v úvahu určité parametry. Jedním z nich je **mohutnost**. Určuje se pro vodorovné a svislé plochy zvlášť. Pramen [8] udává doporučený interval² A_{VOP} 0,45 až 0,89; pro A_{SOP} 0,020 až 0,039.



obr. 4.14 – znázorněné veličiny [6]

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} \times l_{VOP}}{S \times c_{SAT}} \quad [1] \quad (4.1)$$

¹ hodnocení jako ve škole kde 1 – nejlepší, 5 - nejhorší

² platí pro modely se vzdáleností náběžných hran křídla a OP činící 3,7 až 4,2 násobku střední geometrické hloubky

$$A_{SOP} = \frac{S_{SOP} \times l_{SOP}}{S \times l} \quad [1] \quad (4.2)$$

Kde l_{VOP} je rameno VOP, tedy vzdálenost čtvrtinových bodů (body AS v obr. 4.4) křídla a VOP. Totéž platí pro l_{SOP} .

Dalším parametrem ovlivňující geometrii a aerodynamické vlastnosti křídla je **štíhlost**.

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad [1] \quad (4.3)$$

Výpočet velikosti **střední aerodynamické tětiny** je pro obecný půdorys křídla složitější.

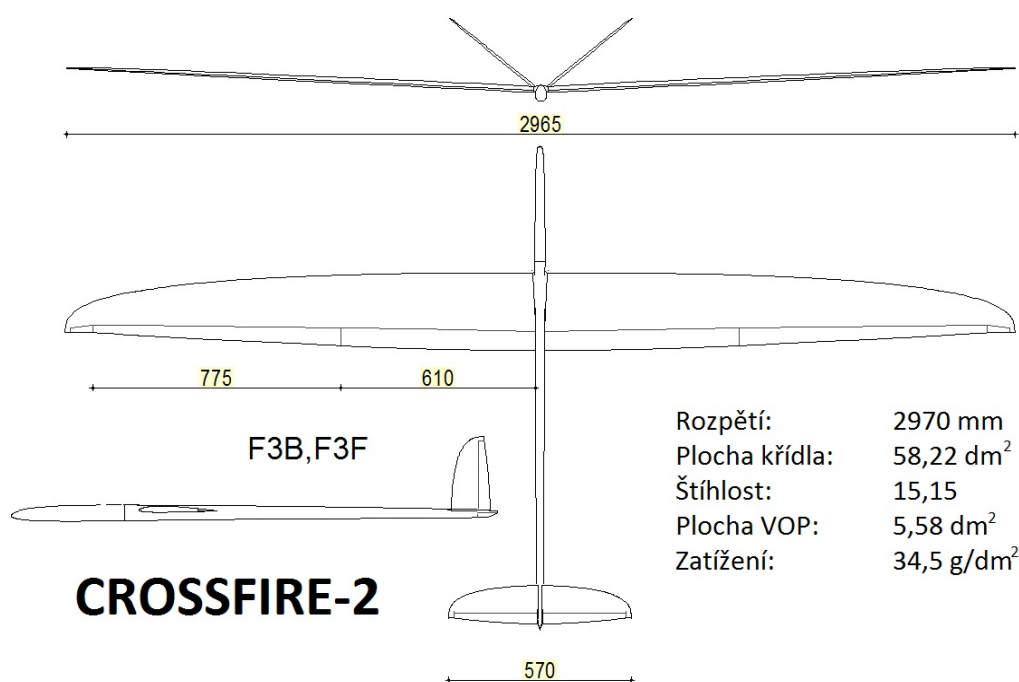
$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} c^2(y) dy \quad [\text{mm}] \quad [7] \quad (4.4)$$

Střední aerodynamická tětina je definována jako tětina procházející těžištěm půdorysu jedné z polovin křídla. Lze také tvrdit, že **aerodynamický střed křídla** je přibližně totožný se čtvrtinovým bodem, který leží na průsečíku c_{SAT} a čtvrtinové čáry. [7]

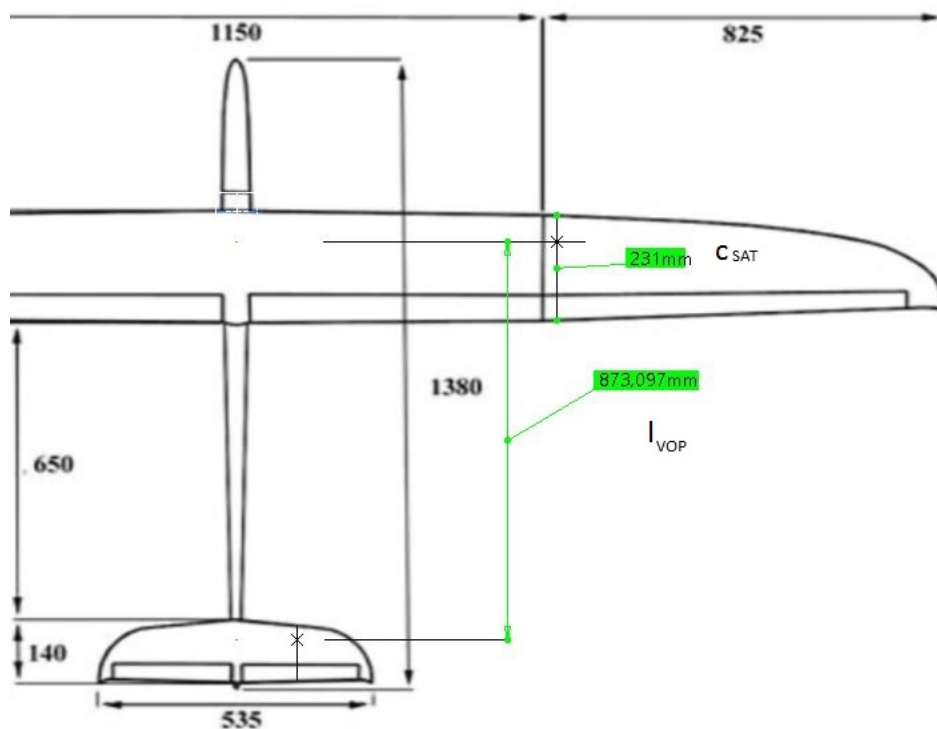
4.3 Statistický rozbor komerčně vyráběných modelů

Statistický sběr dat byl vytvořen převážně pro modely větroňů kategorie F3B za účelem získání povědomí o charakteristikách již fungujících modelů. Kategorie F3B nejvíce odpovídá požadavkům na letoun účastníci se soutěže ACC. Modely dosahují rychlosti až 180 km/h, velkých přetížení (zvláště při startu) a výrobní technologie není nijak omezená.

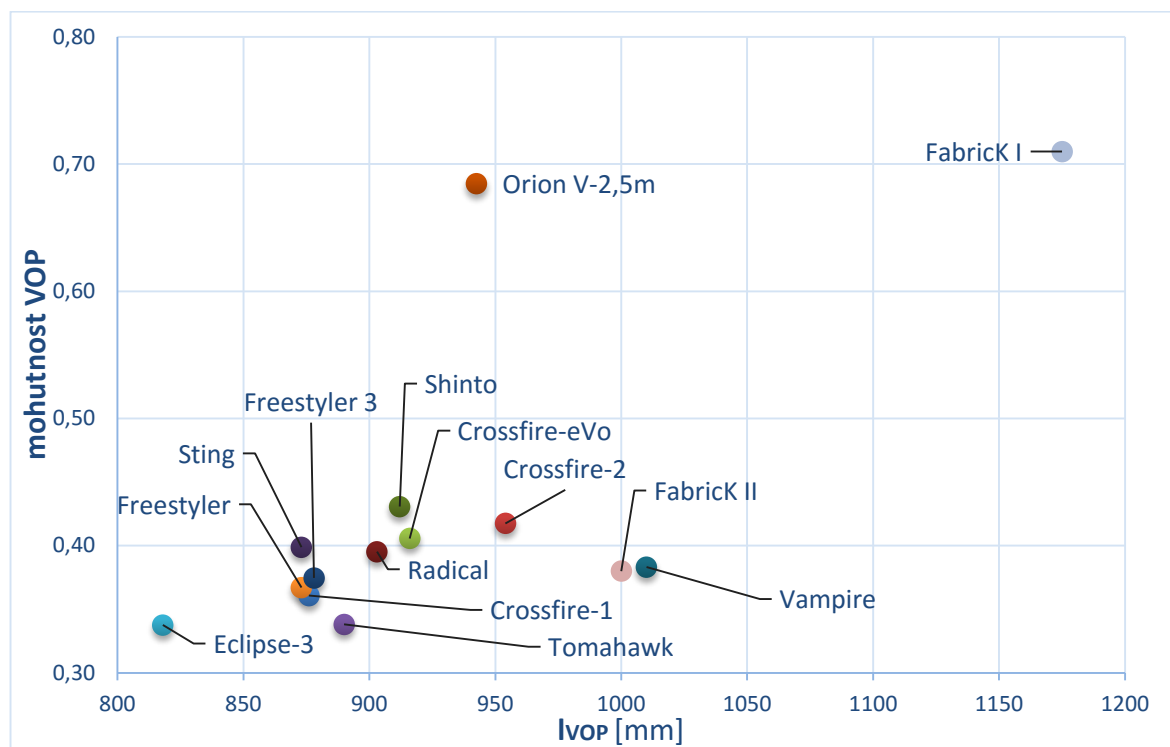
Pozornost byla zaměřena na modely s V-uspořádáním ocasních ploch. Většina údajů je uvedena na výkresech výrobce, ostatní údaje byly získány dopočtem či odměřením veličin pomocí softwaru Catia. Z grafického znázornění statistických údajů bylo patrné jakým směrem se v návrhu nových OP ubírat.



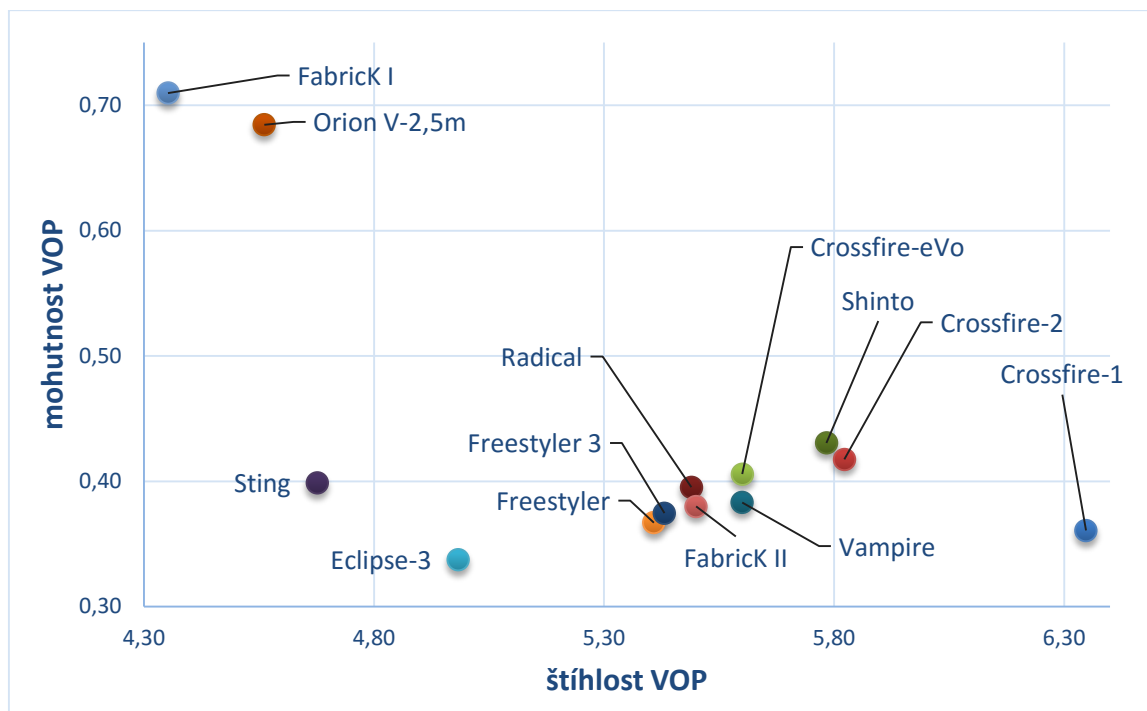
obr. 4.15 – výkres modelu Crossfire-2 se štítkem údajů [26]



obr. 4.16 – způsob odečtení požadovaných charakteristik pomocí systému Catia



obr. 4.17 – znázornění mohutnosti VOP a ramene VOP



obr. 4.18 – znázornění mohutnosti VOP a štlhlosti VOP

4. 4 Návrh ocasních ploch

Na počátku návrhu byl uplatněn stejný postup výpočtu jako u konvenčního uspořádání OP. Na základě statistického rozboru byly zvoleny vhodné mohutnosti, štlhlost ploch a rameno VOP. Jak již bylo řečeno dříve, křídlo zůstane stejné, a proto plocha křídla a střední aerodynamická tětiva vychází z literatury [11].

$$A_{VOP} = 0,38$$

$$A_{SOP} = 0,0212$$

$$l_{VOP} = 1000 \text{ mm}$$

$$\lambda_{VOP} = 5,5$$

$$S = 89,9 \text{ dm}^2$$

$$c_{SAT} = 305,68 \text{ mm}$$

Z důvodu úspory hmotnosti a vzhledem k hodnotám ostatních modelů byla mohutnost VOP stanovena lehce pod doporučený rozsah. Za použití rovnic z podkapitoly 4.2 byly poté vypočteny následující parametry:

$$S_{VOP} = 10,44 \text{ dm}^2$$

$$S_{SOP} = 5,72 \text{ dm}^2$$

$$l_H = 757 \text{ mm}$$

kde l_H je rozpětí VOP. Rameno l_{SOP} je totožné s l_{VOP} .

Pro transformaci klasického uspořádání na V uspořádání je nutné vypočítat úhel α , který svírá ocasní plocha s horizontální rovinou. Tento výpočet vychází z Pythagorovy věty³ a zaručuje dostatečnou velikost ocasních ploch.

$$\alpha = \arctg \left(\sqrt{\frac{S_{SOP}}{S_{VOP}}} \right) \quad [^\circ] \quad [9] \quad (4.5)$$

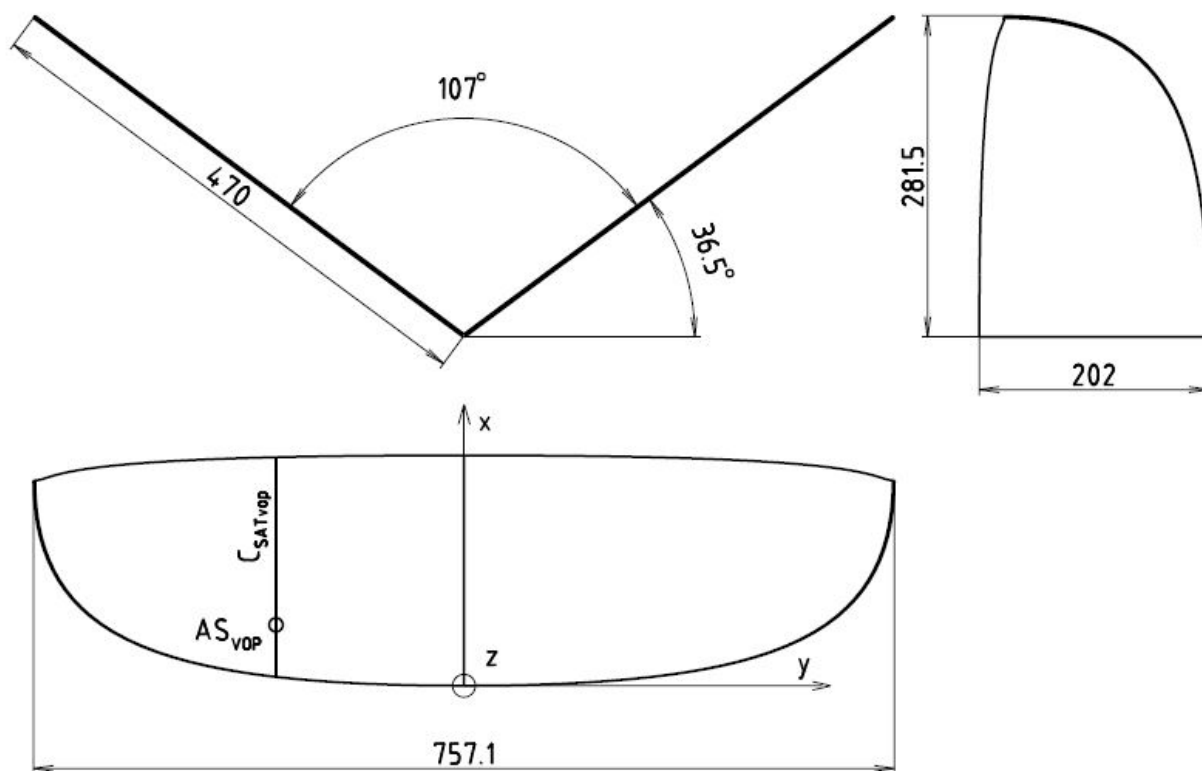
celková plocha OP je pak

$$S_V = S_{VOP} + S_{SOP} \quad [dm^2] \quad [9] \quad (4.6)$$

po dosazení do rovnic

$$\alpha = 36,5^\circ$$

$$S_V = 16,16 \, dm^2$$

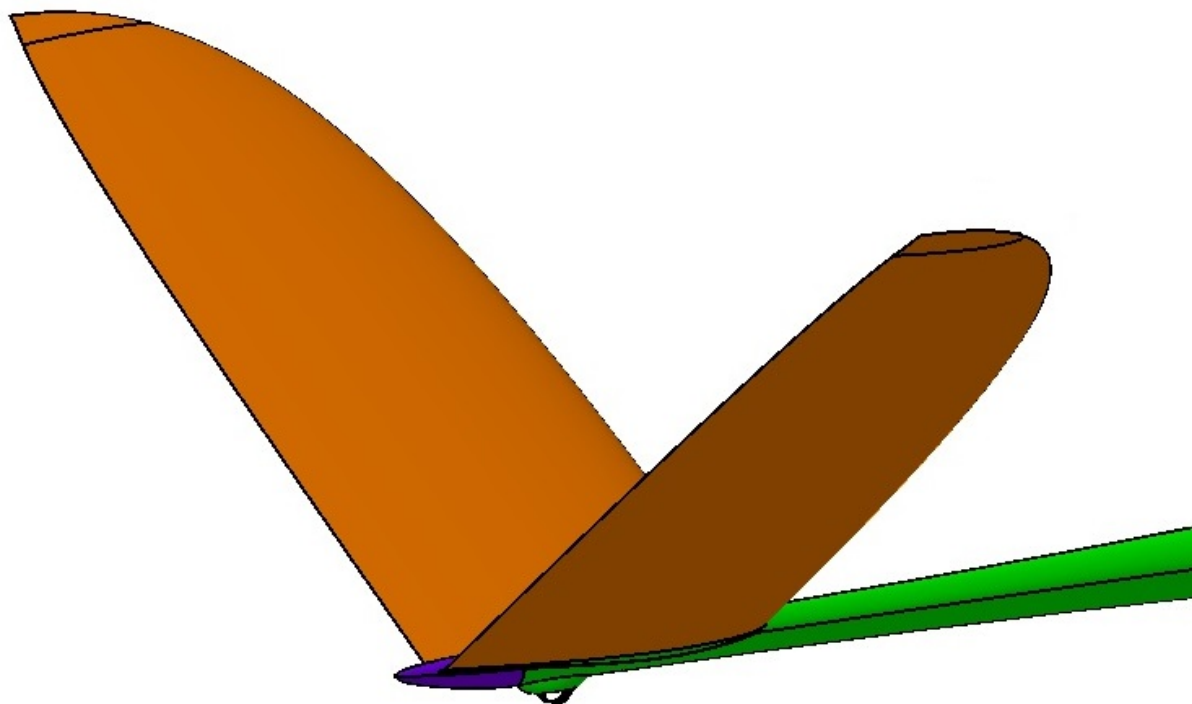


obr. 4.19 – 3 pohledový výkres OP

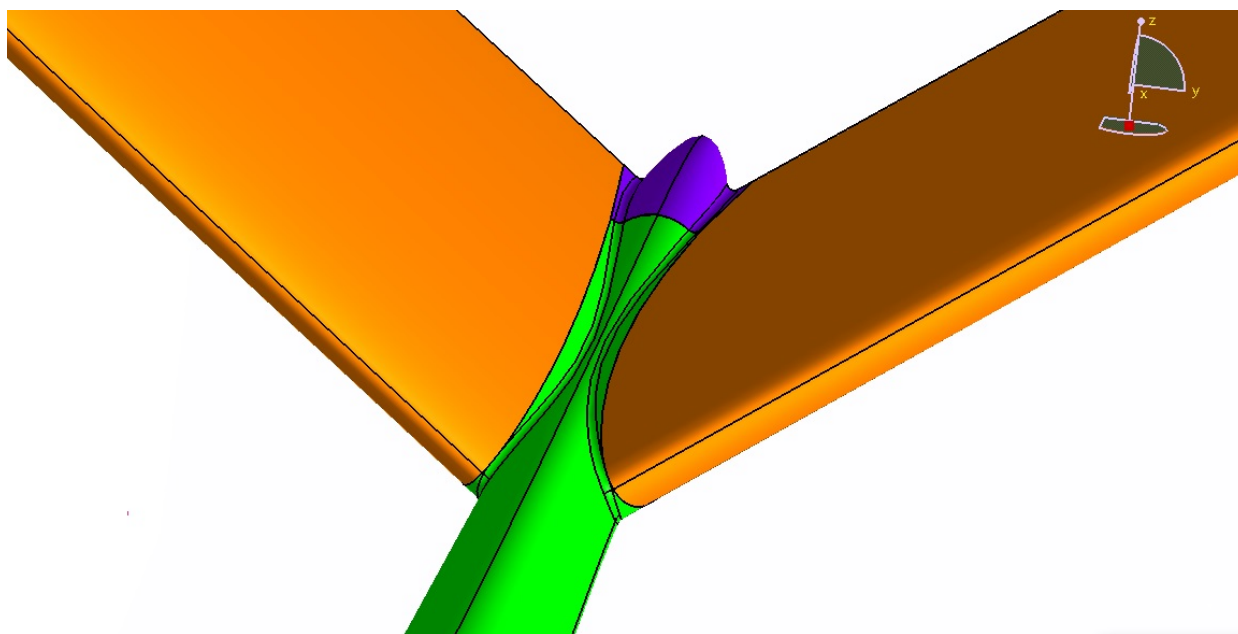
³ odvození vztahů (4.5) a (4.6)

$$S_{VOP} = S_V \times \cos^2 \alpha; S_{SOP} = S_V \times \sin^2 \alpha$$

$$S_{VOP} + S_{SOP} = S_V \times (\cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha); (\cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha) = 1$$



obr. 4.20 – 3D model ocasních ploch

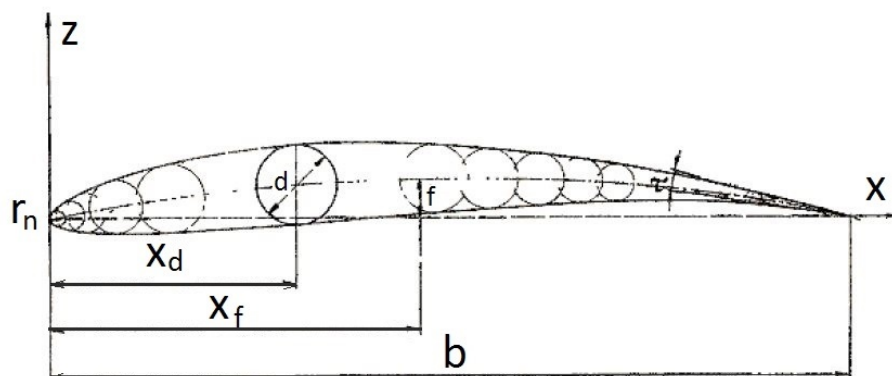


obr. 4.21 – detail napojení OP na trup

4. 5 Volba profilu

Profil křídla je řez křídlem rovinou rovnoběžnou s rovinou symetrie letounu. Může se s rozpětím po křídle měnit. Profil má definován horní a dolní obrys, určuje se náběžný bod a odtokový bod. **Tětiva profilu** je spojnice těchto bodů, její délka určuje hloubku profilu. **Střední křivkou** nazýváme spojnicí středů vepsaných kružnic, kde průměr největší možné kružnice udává

tloušťku profilu. Maximální vzdálenost střední křivky a tětiny profilu se nazývá **prohnutí profilu**. Polohy význačných bodů se odměřují od náběžné hrany.

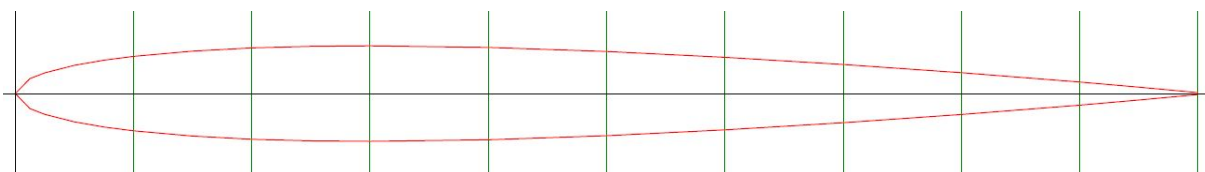


obr. 4.22 – profil křídla [1]

Parametry popisující geometrii profilu jsou:

r_n	poloměr náběžné hrany
d	tloušťka profilu
b	hloubka profilu
f	prohnutí profilu
τ	úhel odtokové hrany

Pro ocasní plochy uspořádané do V se zpravidla volí profily souměrné. Pro Fabrick II byl zvolen profil NACA 0008 s 8% tloušťkou.

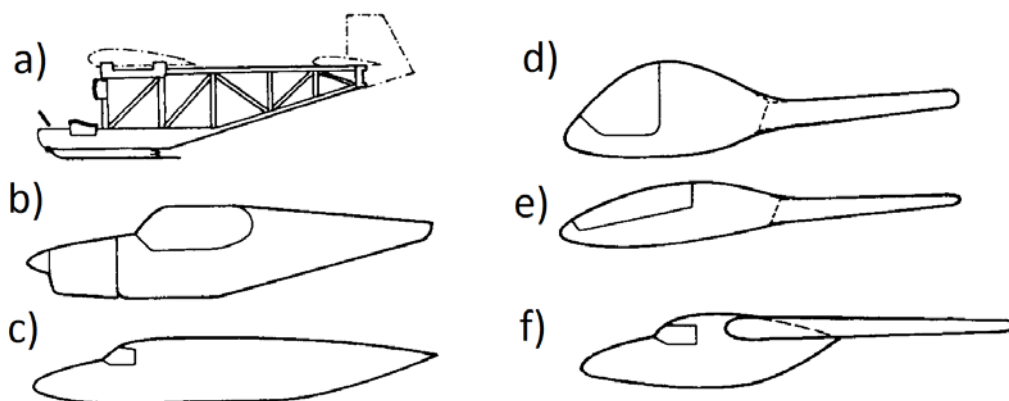


obr. 4.23 – NACA 0008 [24]

4. 6 Návrh trupu

Tvar trupu je v první řadě dán funkcí, kterou má plnit. Požadavky na trup letounu Fabrick II jsou velmi podobné těm u větroňů, tedy:

- aerodynamicky čistý trup
- minimální odpor
- minimální hmotnost
- nosník ocasních ploch je maximálně redukován, nese pouze ocasní plochy a zadní podvozek [14]

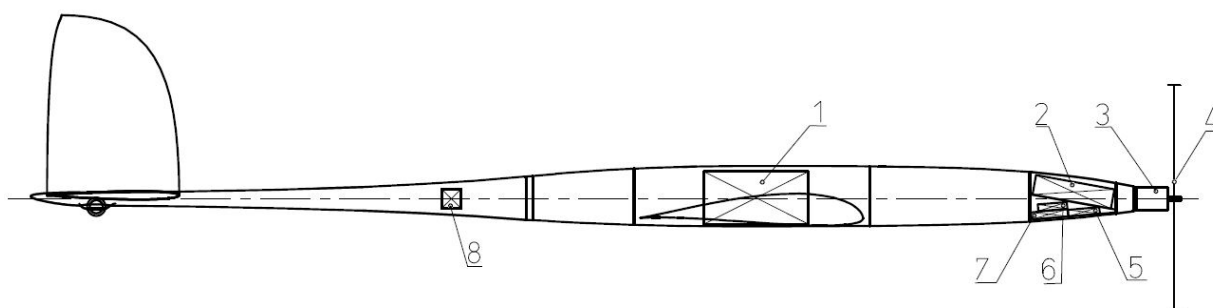


obr. 4.24 – různá řešení konstrukce trupu, případ e) je pro letoun Fabrick II nejvhodnější [15]

Trup Fabricku II nese následující položky:

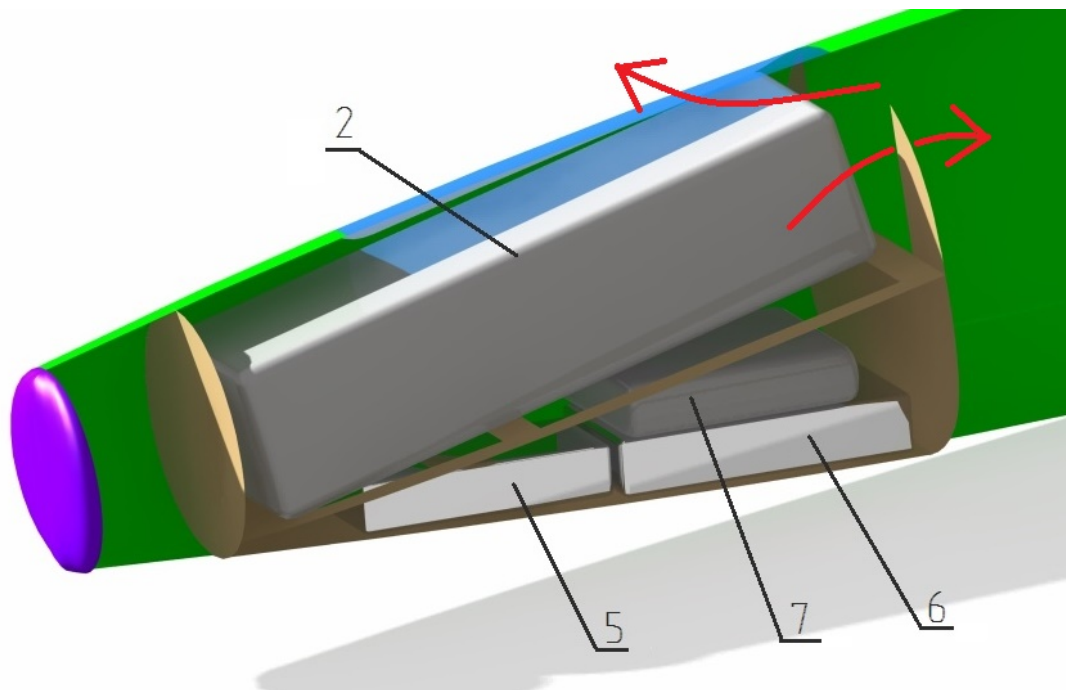
číslo položky	položka	váha [g]
1	platící závaží	7000 ⁴
2	baterie	482
3	pohon AXI 2826/10	181
4	vrtule	48
5	přijímač	6
6	regulátor	56
7	baterie přijímače	165
8	servo pohony kormidel	2 × 22

tab. 4.2 – zařízení umístěné v trupu



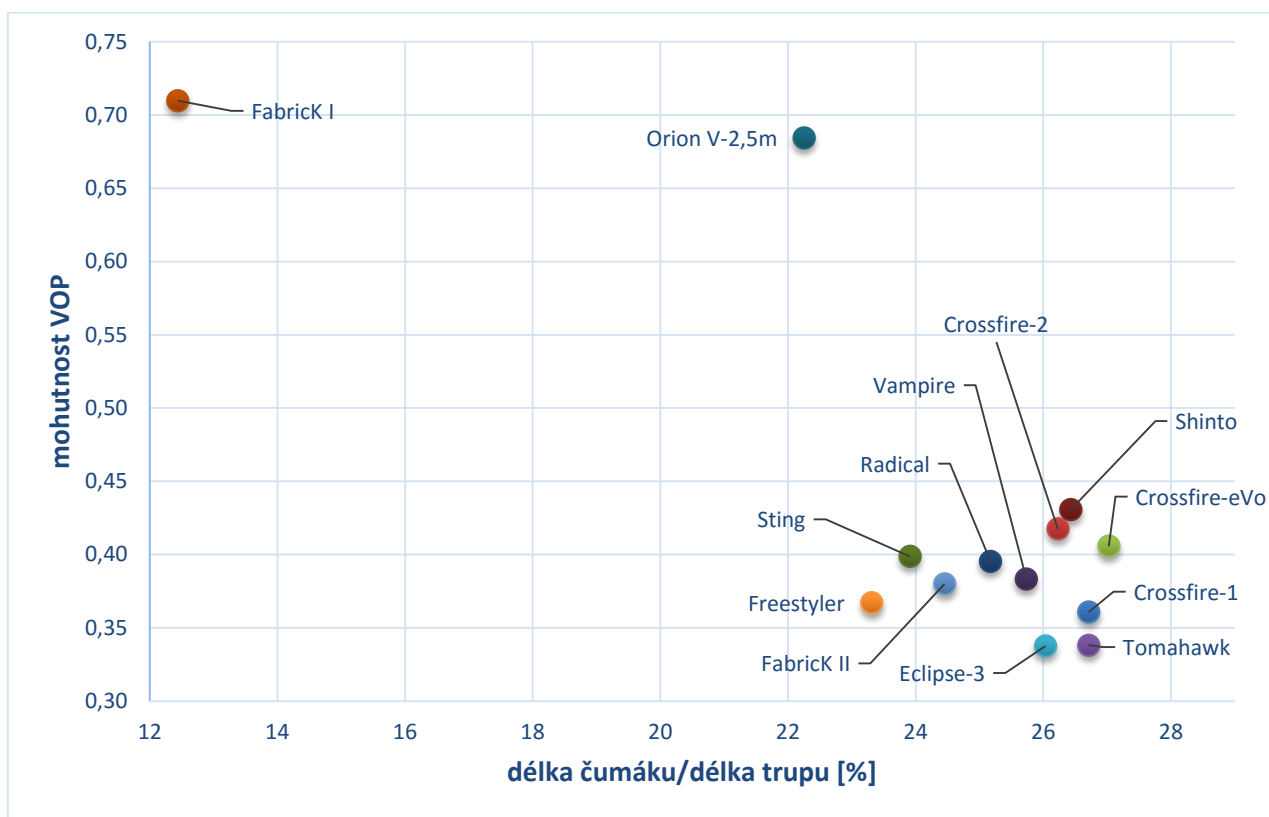
obr. 4.25 – umístění zařízení v trupu

⁴ Schopnost nést větší hmotnost platícího zatížení vychází z úspory hmotnosti konstrukce a instalace vztlakové mechanizace.

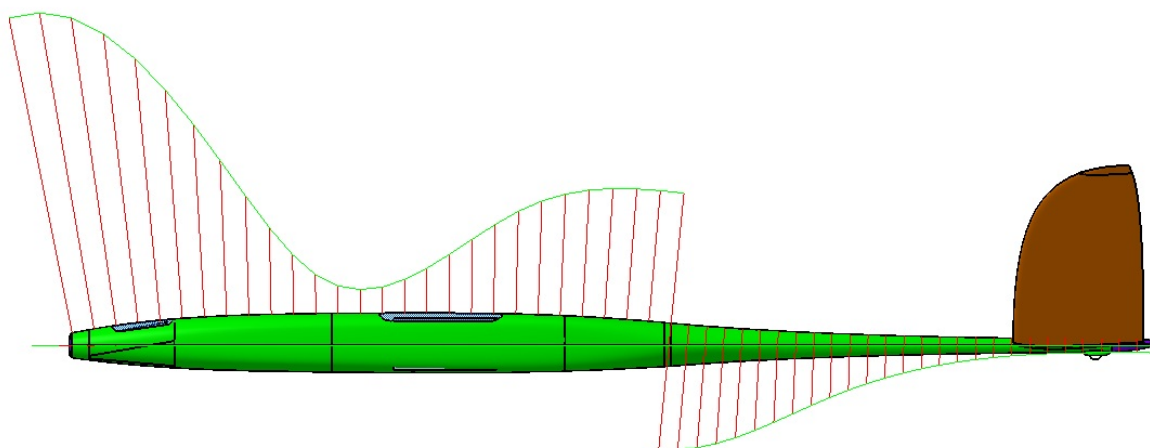


obr. 4.26 – detail uložení zařízení v přední části trupu

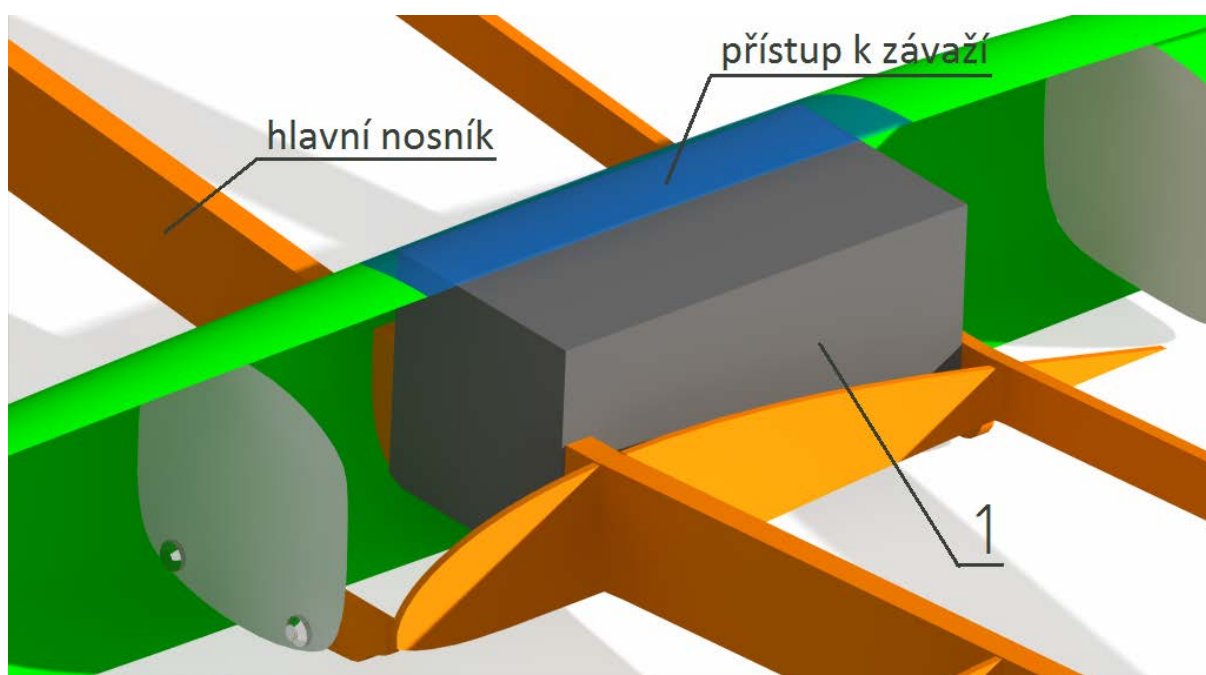
Při návrhu trupu, zejména přední části, letounu Fabrick II bylo opět využito statistiky. obr. 4.27 ukazuje, že poměr mezi délkou přední části a délkou trupu činí asi jednu čtvrtinu. Je zde také patrný nedostatek předchozího modelu. Délka od špičky letounu po náběžnou hranu byla zvolena 415 mm.



obr. 4.27 – statistická data



obr. 4.28 – příklad užití nástroje pro analýzu křivosti

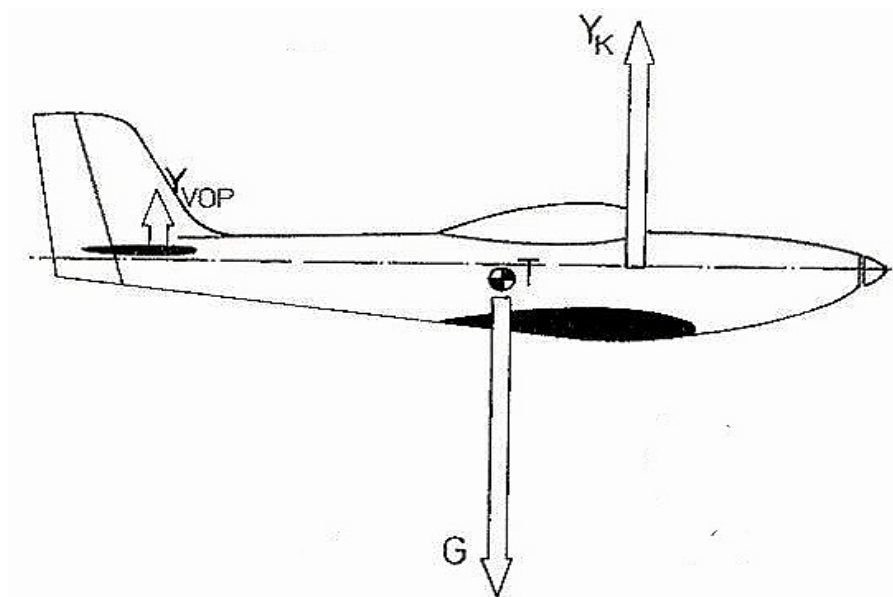


obr. 4.29 – uložení plastického závaží v prostoru křídla

Pro lepší přístup k zařízení v přední části trupu byl navrhnout otvor, kterým se vloží položky regulátor, přijímač, baterie přijímače a nakonec hlavní baterie. Šipky v obr. 4.26 znázorňují postup demontáže vybavení. Obrázek 4.29 znázorňuje nové uložení závaží v prostoru křídla, počítá se s posunutím hlavního nosníku křídla před tento prostor. Světlé přepážky poslouží k uchycení křídla do trupu.

4. 7 Hmotností rozbor

Možné jsou dva případy působení vztlakové síly, před a za těžištěm. Pro stabilní let je žádoucí, aby vztlaková síla působila před těžištěm. Z obr. 4.30 je patrné, že proti tíze G působí vztlakové síly od křídla a ocasních ploch. Vzhledem k těžišti (značí se T) tyto síly vyvozují nulový klopivý moment. Obr. 4.31 ilustruje situaci, kdy na letoun začne působit např. poryv větru a změni se úhel náběhu α . V tomto případě se zvýší vztlak na křídle i na VOP. Tyto přírůstky vztlaku je možné přesunout do bodu AS , vůči kterému klopivý moment i při změně úhlu náběhu zůstává stejný. Tento bod nazýváme **aerodynamický střed modelu**.

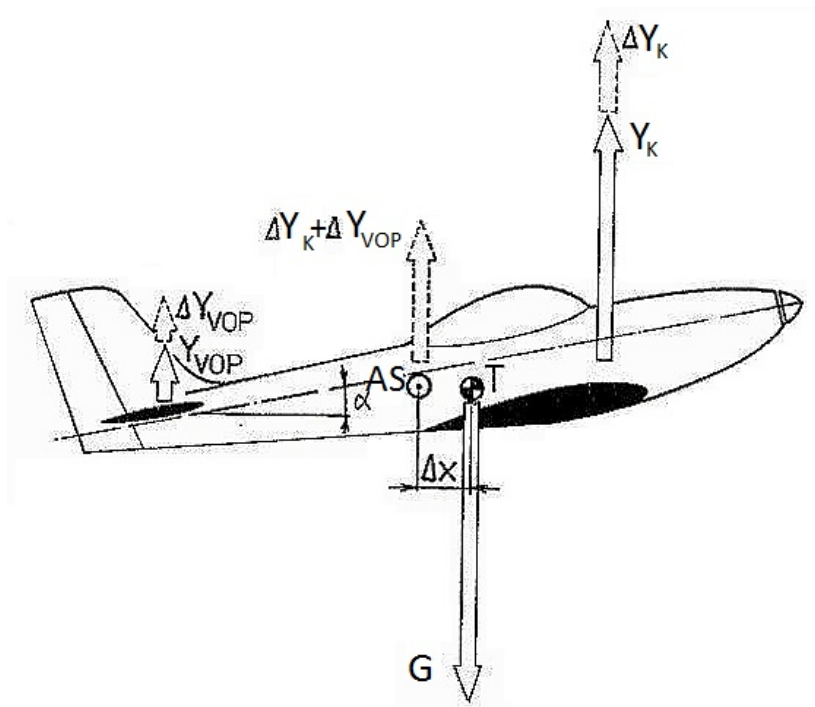


obr. 4.30 - působení sil během letu [1]

4. 7.1 Výpočet ideální polohy těžiště

Poloha aerodynamického středu modelu je velmi důležitá při návrhu polohy těžiště letounu. Pokud je totiž těžiště před bodem AS, jedná se o staticky stabilní letoun. Přírůstky vztlaku působící v bodě AS budou vyvozovat klopivý moment, který bude odchylku způsobenou poryvem zmenšovat.

Vzdálenost mezi těžištěm a aerodynamickým středem modelu je v obr. 4.31 označena jako Δx . Jedná se o tzv. statickou zásobu udávanou v procentech střední aerodynamické hloubky křídla – c_{SAT} . Literatura [1] uvádí pro RC soutěžní modely doporučenou hodnotu 10 %.



obr. 4.31 - situace při změně úhlu náběhu o alfa [1]

Při určování aerodynamického středu modelu se vychází z aerodynamického středu křídla AS_K , jeho poloha se předpokládá asi v 25 % střední aerodynamické hloubky. Letoun se však skládá i z dalších částí, které bod AS posouvají.

Výpočet aerodynamického středu modelu

$$\bar{x}_{AS} = 0,25 + \Delta\bar{x}_{ASvop} + \Delta\bar{x}_{AStrup} + \dots \quad [1] \quad (4.7)$$

Objemné trupy bod AS posouvají dopředu, tento vliv je však u malých trupů velmi malý a proto je ve výpočtu zanedbán.

Ocasní plochy bod AS posouvají směrem dozadu

$$\Delta\bar{x}_{ASvop} = \frac{a_{VOP}}{a} A_{VOP} (1 - D), \quad [1] \quad (4.8)$$

kde sklon vztlakové křivky

$$a = a_K \left[1 + \frac{a_{VOP}}{a_K} \frac{S_{VOP}}{S} (1 - D) \right], \quad [1] \quad (4.9)$$

změna úhlu sešikmení při změně úhlu náběhu křídla, koeficient τ je pro eliptické křídlo nulový

$$D = \frac{a_K(1 + \Gamma)}{\pi\lambda} \left[2 + \frac{1}{16} \left(\frac{l}{l_{VOP}} \right)^2 \right] \quad [1] \quad (4.10)$$

a sklony vztlakových křivek jsou

$$a_K = 0,11 \frac{\lambda}{\lambda + 2} \quad [1/^\circ] \quad [1] \quad (4.11)$$

$$a_{VOP} = 0,11 \frac{\lambda_{VOP}}{\lambda_{VOP} + 2} \quad [1/^\circ] \quad [1] \quad (4.12)$$

Po dosazení do rovnic dostáváme

$$D = 0,4280019$$

$$a = 0,5601733 [1/rad]$$

$$\Delta\bar{x}_{ASvop} = 0,1912407$$

A nakonec poměrná poloha aerodynamického středu modelu z rovnice (4.7).

$$\bar{x}_{AS} = 0,4412407$$

Jak již bylo dříve řečeno, statická zásoba by měla činit 10 % avšak pro lepší obratnost letounu Fabrick II se tato statická zásoba nebude uvažovat, a poté ideální poměrná poloha těžiště je totožná s polohou AS modelu.

$$\bar{x}_T = \bar{x}_F = 0,441241 \quad [1] \quad (4.13)$$

Vynásobením poměrné polohy těžiště kořenovou tětivou získáme souřadnici polohy těžiště od náběžné hrany v rovině symetrie letounu.

$$x_T = \bar{x}_T * c_K = 150,02 \text{ mm}$$

\bar{x}_{AS}	poměrná vzdálenost aerodynamického středu modelu
$\Delta\bar{x}_{ASvop}$	poměrné posunutí AS vlivem VOP
$\Delta\bar{x}_{Astrup}$	poměrné posunutí AS vlivem trupu
a_{VOP}	sklon vztlakové křivky VOP
a	sklon vztlakové křivky modelu
a_K	sklon vztlakové křivky křídla
c_K	tětiva v koření křídla
D	změna úhlu sešikmení proudu
Γ	koeficient tvaru křídla
\bar{x}_T	poměrná vzdálenost těžiště modelu
x_T	skutečná vzdálenost těžiště modelu od náběžné hrany

4. 7.2 Poloha těžiště 3D modelu

Křídlo a vybavení zmíněné v tab. 4.2 zůstane pro model Fabrick II stejné. Odhad hmotnosti zde nebylo nutné provést. Pro nové části letounu jako je trup a ocasní plochy však bylo nutné vytvořit předpoklad váhy po vyrobení.

Potah letounu je tvořen vrstvami:

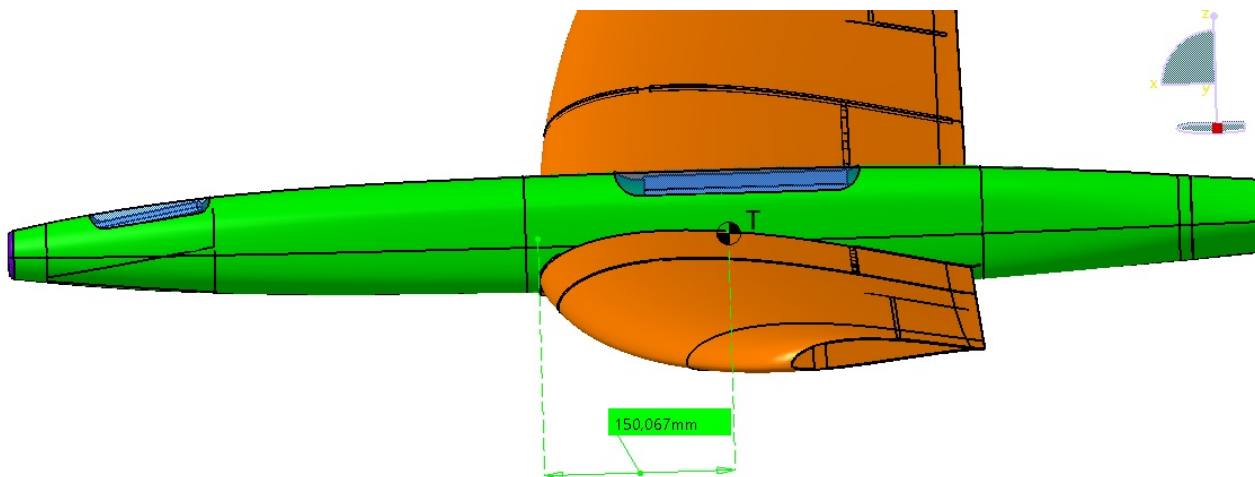
vrstva	plošná hmotnost tkaniny [g/m ²]	plošná hmotnost po laminování [g/m ²]
skelná tkanina	25	45
uhlíková tkanina	60	146
Herex 3mm	-	225
uhlíková tkanina	60	146
celkem	-	562

tab. 4.3 – struktura sendvičového potahu [25]

Pomocí softwaru byla odměřena plocha součástí Fabricku I a vypočítána odhadovaná hmotnost, tato byla porovnána se skutečnou hmotností. Na základě 3D modelu a měření hmotnosti vyrobených součástí Fabricku I byly vytvořeny korekční součinitele. Těmito součiniteli byly násobeny odhadované hmotnosti a tyto následně pomocí softwaru Catia přiřazeny novým součástem.

Fabrick I					
	plocha [m ²]	hliníkové části + rám [g]	teoretická hmotnost [g]	skutečná hmotnost [g]	koeficient
levá VOP	0,1553	14	101,5	103	1,01
trup zadní	0,3498	27,5	224,2	1470	6,6
trup přední	0,2402	41,8	176,84	545	3,1
Fabrick II					
	plocha [m ²]	hliníkové části + rám [g]	teoretická hmotnost [g]	předpokládaná hmotnost [g]	použitý koeficient
trup	0,3562	92	291,6	1170	4
VOP	0,324	20	200,5	220	1,1

tab. 4.4 – určení předpokládané hmotnosti nových částí



obr. 4.32 – určení polohy těžiště pomocí softwaru Catia

4. 8 Porovnání

Fabrick II pravděpodobně nebude tak obratný jako jeho předchůdce. Toto je způsobeno značnou redukcí ocasních ploch. Předpokládaná úspora omočeného povrchu a hmotnosti je však velká. To povede ke snížení odporu a možnosti větší nosnosti platicího zatížení.

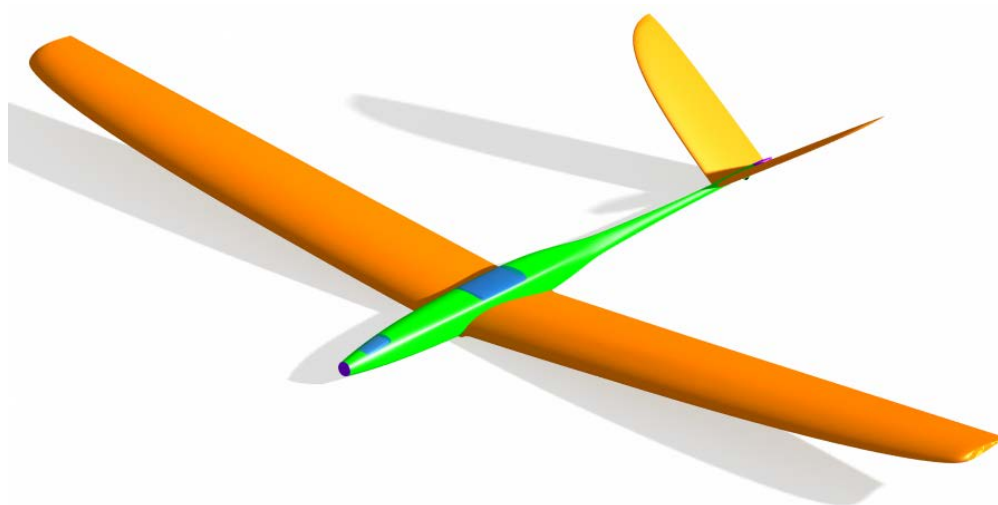
		Fabrick I	Fabrick II	úspora
plocha trupu	[m ²]	0,59	0,3562	0,2338
váha trupu	[g]	2015	1170	845
plocha OP	[m ²]	0,266	0,1616	0,1044
váha OP	[g]	262,2	220	42,2
dovažovací zátěž	[g]	1500	0	1500
celkem plocha	[m ²]	-	-	0,3382
celkem hmota	[g]	-	-	2387

tab. 4.5 – přehled uspořeného materiálu resp. hmotnosti

Ze známých hmotností lze provést výpočet obdržených bodů dosazením do vztahu (2.1). Je zaveden předpoklad, že letouny obletí stejný počet úseků a provedou vzlet i přistání v mezích pravidel. Dále se předpokládá rychlost letu 20 m/s a absolvování 18 úseků v limitu 2 minut při 75 % letového času stráveného mezi bázemi a 25 % letového času v zatáčce. Po dosazení dostáváme obdržené body za letovou misi. Nárůst vzletové hmotnosti na 11,5 kg lze předpokládat po instalaci vztlačové mechanizace.

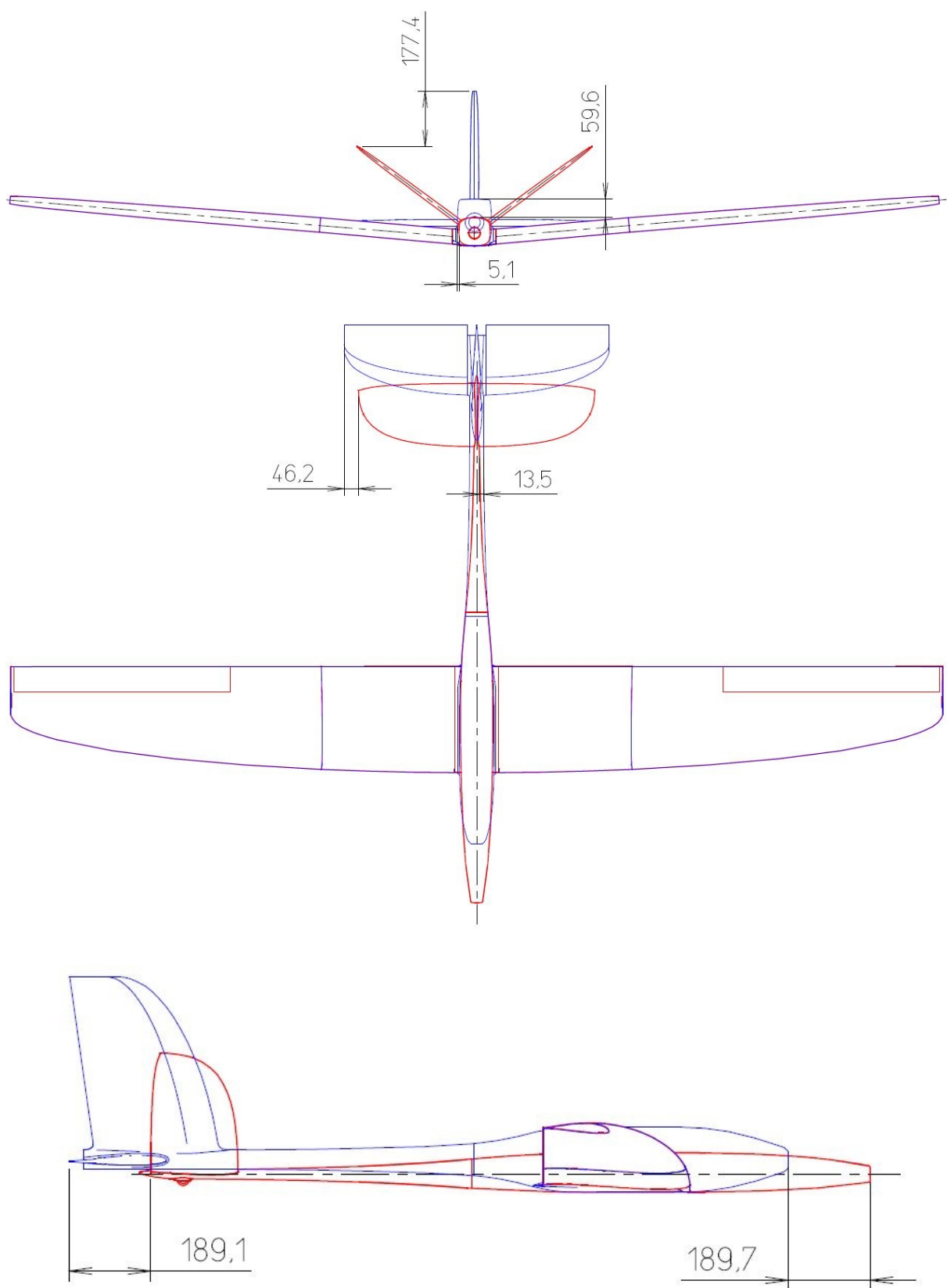
		Fabrick I	Fabrick II	vítěz soutěže ⁵
maximální vzletová hmotnost	[kg]	9,5	11,5	-
provozní prázdná hmotnost	[kg]	6,5	4,5	-
maximální platící závaží	[kg]	3	7	10
obdržené body	-	126	294	420

tab. 4.6 – porovnání obdržených bodů [36]



obr. 4.33 – Fabrick II

⁵ Letoun týmu EUROAVIA Zagreb však ve skutečnosti nalétal menší počet úseků v porovnání s Fabrickem.



obr. 4.34 – Fabrick I – modrá, Fabrick II – červená

5 ZÁVĚR

Předkládaná bakalářská práce pojednává o konstrukčním návrhu ocasních ploch a trupu pro již existující model letounu FabricK. Nový model je navrhnut v rámci pravidel soutěže Air Cargo Challenge platných pro rok 2015. FabricK II není koncipován, na rozdíl od svého předchůdce, s důrazem na rychlost a obratnost letounu. Pozornost byla věnována především redukci hmotnosti a odporu. Toto má za výsledek větší nosnost modelu, a tedy vyšší bodové ohodnocení v průběhu soutěže.

Pro ocasní plochy bylo navrženo uspořádání do V. Prvotní předpoklad snížení hmotnosti čistě vlivem tohoto řešení však zpochybnila řešeršní studie. Ke snížení hmotnosti ocasních ploch došlo pomocí redukce mohutnosti. Snížení interferenčního odporu lze připisovat uspořádání do V. Další snížení indukovaného odporu lze očekávat po aplikaci tvarových zakončení křídel.

Hlavní pokles hmotnosti nastal vylepšením tvaru trupu. Křídlo a elektronika z první verze zůstávají beze změny. S instalovanou vztlakovou mechanizací lze předpokládat vzrůst vzletové hmotnosti. Váha prázdného modelu byla snížena a nosnost navýšena.

Do začátku soutěže zbývá ještě čas na dokončení detailů, např. přechodů ploch křídla a trupu. Poté je plánováno využití polotovaru starých forem z umělého dřeva, které budou dle 3D modelu přefrézovány.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] HOŘENÍ, Bohumír a Jaroslav LNĚNIČKA. *Letecké modelářství a aerodynamika*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1977. Knižnice Svazarmu.
- [2] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Praha: Naše vojsko, 1978. Knižnice Svazarmu.
- [3] ROSKAM, J. *Airplane Design III: Layout Design of Cocpit, Fuselage, Wing and Empennage-Cutaways and Inboard Profiles*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989.
- [4] KAN, Savelij Nachimovič. *Pevnost letounu*. Praha: Naše vojsko, 1957. Knižnice letecké techniky.
- [5] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4.
- [6] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1982. ISBN 80-010-3073-3.
- [7] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Obecná geometrie křídla*. In: *Stavba letadel* [online]. <http://www.slavetind.cz/Stavbaletadel.aspx>, 2010 [cit. 2016-05-16]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>
- [8] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Ocasní plochy letadel i jejich modelů*. In: *Akademie letectví* [online]. 2008 [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/05/ocasni_plochy.php
- [9] *V-Tails for Aeromodels*. In: *Fmsg-alling* [online]. Německo [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: <http://www.fmsg-alling.de/wp-content/uploads/2013/09/V-Leitwerke.pdf>
- [10] PURSER, Paul E. a John P. CAMPBELL. *NACA Technical Report 823*. [online]. USA, 1945, , 21 [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091901.pdf>
- [11] MALINOWSKI, Matěj. *Unmanned aerial system design competition* [online]. Brno, 2015 [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/40338/2015_BP_Malinowski_Matej_133670.pdf?sequence=1. Bakalářská práce. VUT Brno. Vedoucí práce Ing. Jan Pejchar.
- [12] *Regulations for the Air Cargo Challenge 2015 in Stuttgart: (European edition)*. In: *Air Cargo Challenge 2015* [online]. 2014 [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: http://www.acc2015.com/inhalt/regulations/ACC2015_Regulations_V1_00.pdf
- [13] *Quick V-Tail Sizing. Charles River Radio Controlers* [online]. 2000 [cit. 2016-05-16]. Dostupné z: http://www.charlesriverrc.org/articles/design/markdrela_vtailsizing.htm
- [14] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno: PC-DIR Real, 2000. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-1789-7.
- [15] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-010-3338-4.
- [16] *Tail designs*. In: *What-when-how* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://what-when-how.com/flight/tail-designs/>
- [17] RÝDEL, Jan. *Vzduch je jejich moře*. In: *Hospodářské noviny* [online]. 2008 [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://ihned.cz/c1-29071250-vzduch-je-jejich-more>
- [18] *Tailplane*. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.wikiwand.com/en/Tailplane>
- [19] *T-tail*. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.wikiwand.com/en/T-tail>
- [20] *SZD-50 Puchacz*. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: http://www.wikiwand.com/en/SZD-50_Puchacz

- [21] Free OS UAV Plan. *DIY Drones* [online]. 2010 [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://diydrones.com/profiles/blogs/free-os-uav-plan?id=705844%3ABlog-Post%3A220665&page=13>
- [22] V-tail. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.wikiwand.com/en/V-tail>
- [23] Westward Hoe. *Pete-n-pam* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: http://pete-n-pam.com/main/121_140/page136.htm
- [24] NACA 0008: naca0008-il. *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0008-il>
- [25] *R&G Online: R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.r-g.de/en/>
- [26] Crossfire 2. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/crossfire2/>
- [27] F3B/F3F-model Crossfire. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/crossfire/>
- [28] SHINTO F3B/F3F. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/Shinto/>
- [29] Sailplane 3 Views - Crossfire. *Thermal circle* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://thermalcircle.com/index.cfm?fuseaction=home.article&name=Crossfire>
- [30] F3F Planes. *Knewt* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.knewt.com/planes/f3f.htm>
- [31] TOMAHAWK: New for the 2008. *F3B.cz* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://www.f3b.cz/news.php>
- [32] Sailplane 3 Views - Radical Pro. *Thermal Circle* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: <http://thermalcircle.com/index.cfm?fuseaction=home.article&name=Radical%20Pro>
- [33] Sailplane model Orion-V 2,5m. *Pp-rc Modellbau* [online]. [cit. 2016-05-23]. Dostupné z: http://www.pp-rc.de/FLYING-MODELS/Sailplane-model-Orion-V-2-5m.htm?shop=pp-rc_en&a=article&ProdNr=1604&t=4&c=4&p=4
- [34] Vampire F3F/F3B. *SlopeRacer* [online]. [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: http://www.sloperacer.co.uk/_content/vampire.asp
- [35] Sailplane 3 Views - Freestyler 3. *Thermal Circle* [online]. [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: <http://thermalcircle.com/index.cfm?fuseaction=home.article&name=Freestyler%203>
- [36] ACC 2015 Results. *ACC 2015* [online]. [cit. 2016-05-26]. Dostupné z: <http://www.acc2015.com/?p=results>

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Zkratka	Popis
ACC	Air Cargo Challenge
F3B	Kategorie soutěžních kluzáků
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
OP	Ocasní plochy
RC	Radio controlled
SOP	Svislé ocasní plochy
VOP	Vodorovné ocasní plochy

Symbol	Popis	Jednotka
\bar{x}	Poměrná vzdálenost v ose x	-
\bar{x}_{AS}	Poměrná vzdálenost aerodynamického středu modelu	-
$\Delta\bar{x}_{ASvop}$	Poměrné posunutí AS vlivem vodorovných ocasních ploch	-
$\Delta\bar{x}_{Astrup}$	Poměrné posunutí AS vlivem trupu	-
\bar{x}_T	Poměrná vzdálenost těžiště modelu	-
$\overline{z_d}$	Poměrná vzdálenost dolního obrysu profilu	-
$\overline{z_h}$	Poměrná vzdálenost horního obrysu profilu	-
A_T	Šířka trupu	mm
A_{SOP}	Mohutnost svislých ocasních ploch	-
A_{VOP}	Mohutnost vodorovných ocasních ploch	-
AS	Aerodynamický střed modelu	-
AS_{sop}	Aerodynamický střed svislých ocasních ploch	-
AS_{vop}	Aerodynamický střed vodorovných ocasních ploch	-
a	Koeficient hodnocení	-
α	Sklon vztlakové křivky modelu	1/rad
α_K	Sklon vztlakové křivky křídla	1/°
α_{VOP}	Sklon vztlakové křivky vodorovných ocasních ploch	1/°

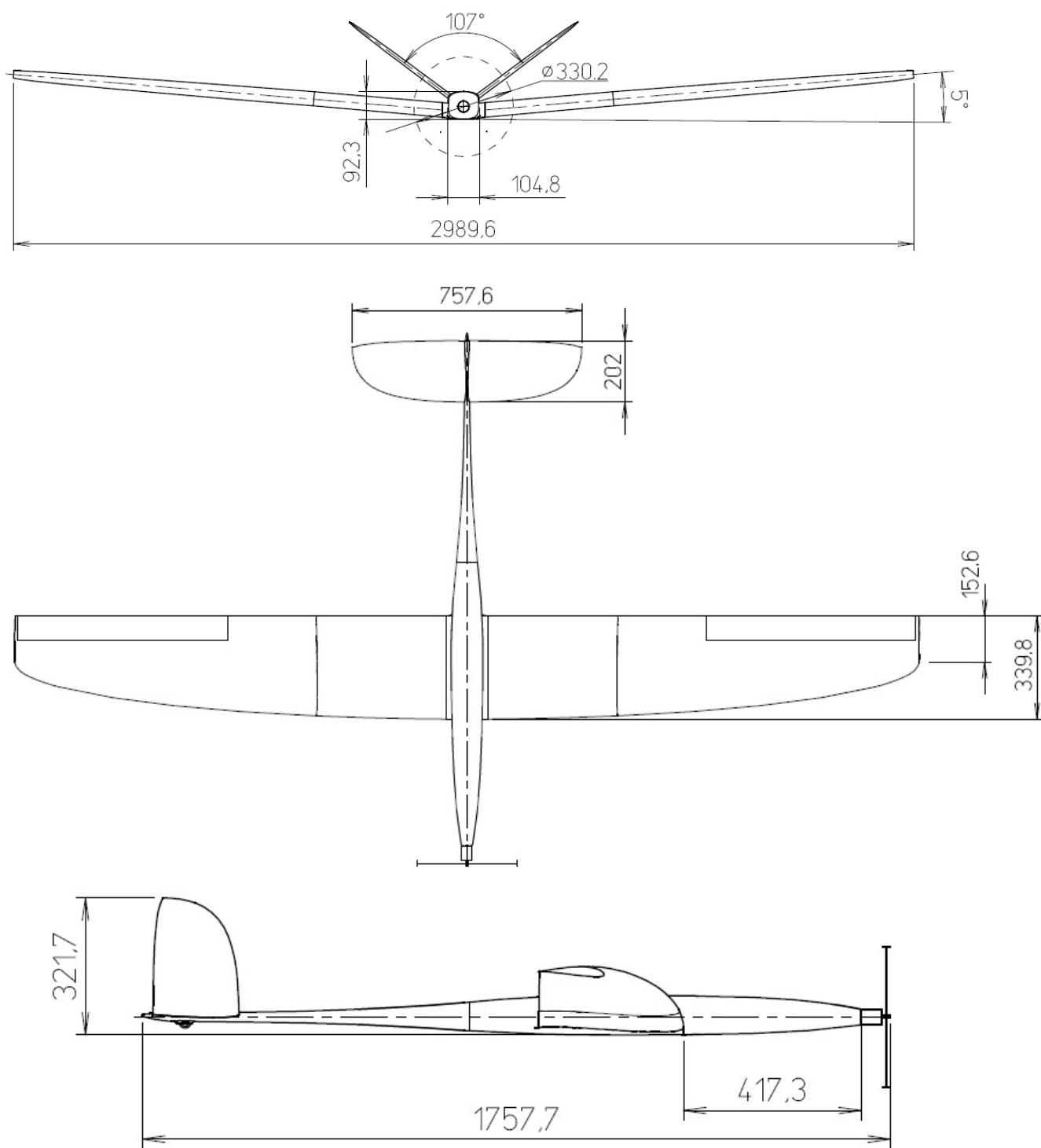
B_T	Výška trupu	mm
b	Koeficient hodnocení	-
b	Hloubka profilu	mm
C_{Lmax}	Max. součinitel vztlaku křídla	-
c	Tětiva křídla	mm
c_K	Tětiva v kořeni křídla	mm
c_{SAT}	Střední aerodynamická tětiva křídla	mm
D	Změna úhlu sešikmení proudu	-
d	Tloušťka profilu	mm
f	Prohnutí profilu	mm
G	Tíhová síla	N
L_T	Délka trupu	mm
l	Rozpětí křídla	mm
l_H	Rozpětí vodorovných ocasních ploch	mm
l_{SOP}	Rameno svislých ocasních ploch	mm
l_V	Rozpětí svislých ocasních ploch	mm
l_{VOP}	Rameno vodorovných ocasních ploch	mm
m_{OEW}	Provozní prázdná hmotnost	kg
m_{MTOW}	Maximální vzletová hmotnost	kg
r_n	Poloměr náběžné hrany	mm
S	Plocha křídla	m ²
S_{SOP}	Plocha svislých ocasních ploch	m ²
S_V	Plocha V uspořádání	m ²
S_{VOP}	Plocha vodorovných ocasních ploch	m ²
T	Těžiště modelu	-
t	Čas	s
v_C	Cestovní rychlost	m/s
v_D	Dovolená rychlost	m/s
v_S	Pádová rychlost	m/s

x_T	Skutečná vzdálenost těžiště modelu od náběžné hrany	mm
Y_K	Vztlaková síla křídla	N
Y_{VOP}	Vztlaková síla vodorovných ocasních ploch	N
y	Osa souřadného systému ve směru rozpětí	mm
α	Úhel vzepětí ocasních ploch	°
λ	Štíhlost křídla	-
λ_{VOP}	Štíhlost vodorovných ocasních ploch	-
Γ	Koeficient tvaru křídla	-
τ	Úhel odtokové hrany	°

PŘÍLOHY

P1 – 3 pohledový výkres FabricK II.....	B
P2 – Statistická data.....	C
P3 – Výkresy komerčně vyráběných modelů.....	E

P1 – 3 pohledový výkres FabricK II



obr. P1.1

P2 – Statistická data

	hmotnost minimální [g]	rozpětí [mm]	l_{vop} [mm]	plocha křídla [dm ²]	plocha VOP [dm ²]	zatížení/plocha minimální [g/dm ²]	úhel roze- vření VOP [°]
Crossfire-1	2097	3100	876	59,58	5,3	35,2	0
Crossfire-2	2009	2970	954	58,22	5,58	34,5	102
Crossfire-eVo	2050	3100	916	59,58	5,7	34,4	102
Tomahawk	2188	3095	890	62,5	5,2	35	0
Eclipse-3	1803	2665	818	51,5	4,74	35	102
Freestyler	1918	2800	873	54,8	5	35	103
Freestyler 3	2002	2849	878	56,4	5,27	35,5	101,5
Radical	1950	3047	903	59,1	5,51	33	101
Shinto	2050	2995	912	55,46	5,5	36,9	103
Sting	2400	2800	873	58	6,12	43	110
Vampire	-	3030	1010	60	5,6	-	98
Orion V-2,5m	770	2500	942,5	37,4	4,4	25	105
Fabrick I	6500	3000	1175	89,9	16,6	72	0
Fabrick II	4500	3000	1000	89,9	10,443	50	107

tab. P1.1

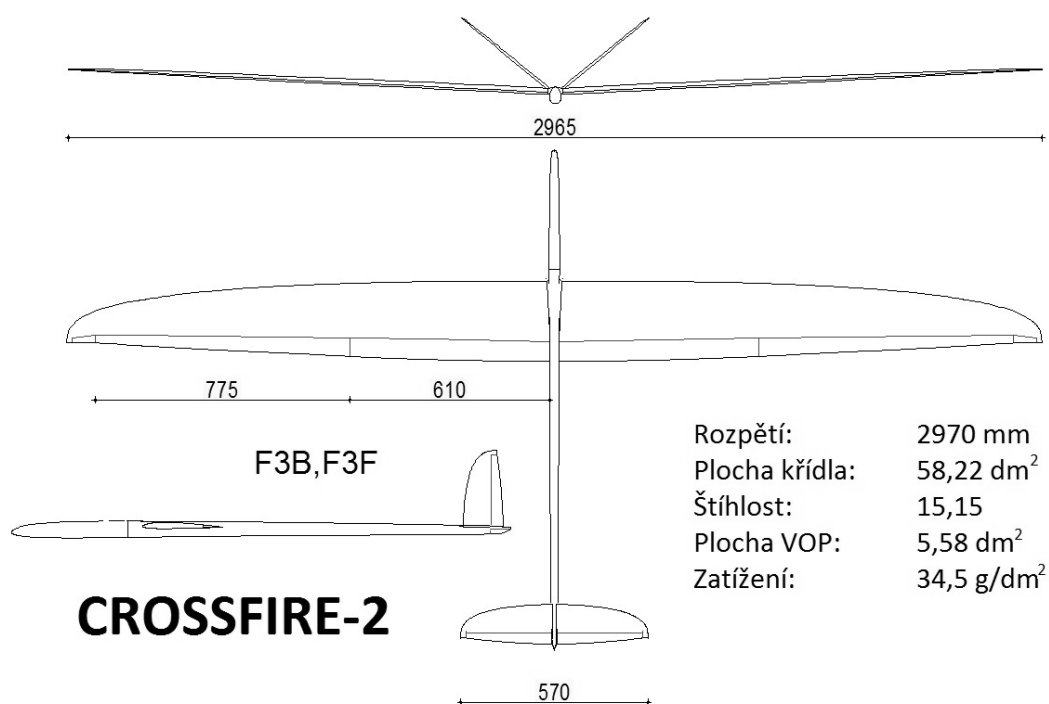
	plocha SOP [dm ²]	štíhlost křídla [-]	štíhlost VOP [-]	C_{SAT} [mm]	mohut- nost VOP [-]	mohutnost SOP [-]	celková plocha OP [dm ²]	rozpětí VOP [mm]
Crossfire-1	3,4	16,13	6,35	216,00	0,36	0,0161	8,7	580
Crossfire-2	3,66	15,15	5,82	219,00	0,42	0,0202	9,24	570
Crossfire-eVo	3,74	16,13	5,60	216,00	0,41	0,0185	9,44	565
Tomahawk	-	15,33	7,54	219,00	0,34	0,0000	-	626
Eclipse-3	3,11	13,79	4,98	223,00	0,34	0,0185	7,85	486
Freestyler	3,16	14,31	5,41	217,00	0,37	0,0180	8,16	520
Freestyler 3	3,52	14,39	5,43	219,00	0,37	0,0192	8,79	535
Radical	3,74	15,71	5,49	213,00	0,40	0,0188	9,25	550
Shinto	3,48	16,17	5,78	210,00	0,43	0,0191	8,98	564
Sting	3,00	13,52	4,68	231,00	0,40	0,0161	9,12	535
Vampire	4,23	15,30	5,60	246,00	0,38	0,0235	9,83	560
Orion V-2,5m	2,59	16,71	4,56	162,00	0,68	0,0261	6,99	448
Fabrick I	10,00	10,01	4,35	305,68	0,71	0,0436	26,60	850
Fabrick II	5,72	10,01	5,5	305,68	0,38	0,0212	16,16	757,9

tab. P1.2

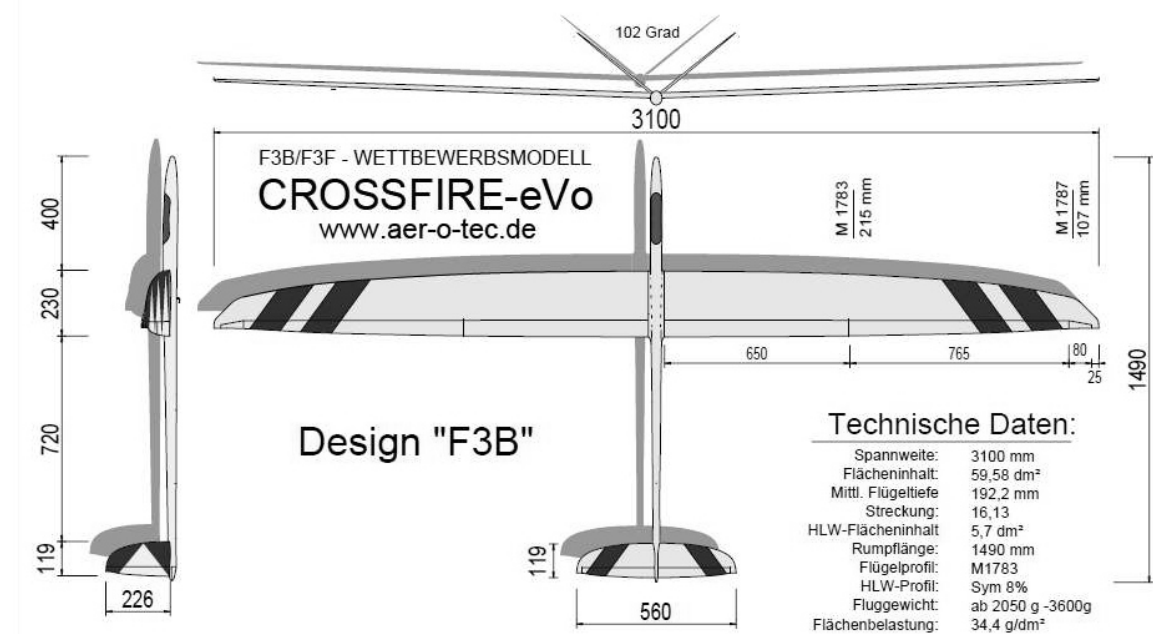
	délka přední části trupu [mm]	délka celého trupu [mm]	poměr čumák/trup [%]
Crossfire-1	390	1460	26,7
Crossfire-2	400	1525	26,2
Crossfire-eVo	400	1480	27,0
Tomahawk	390	1460	26,7
Eclipse-3	340	1306	26,0
Freestyler	380	1630	23,3
Freestyler 3	-	-	-
Radical	366,8	1457	25,2
Shinto	388	1468	26,4
Sting	330	1380	23,9
Vampire	420	1632	25,7
Orion V-2,5m	314	1411	22,3
FabricK I	225	1809	12,4
FabricK II	415	1697	24,5

tab. P1.3

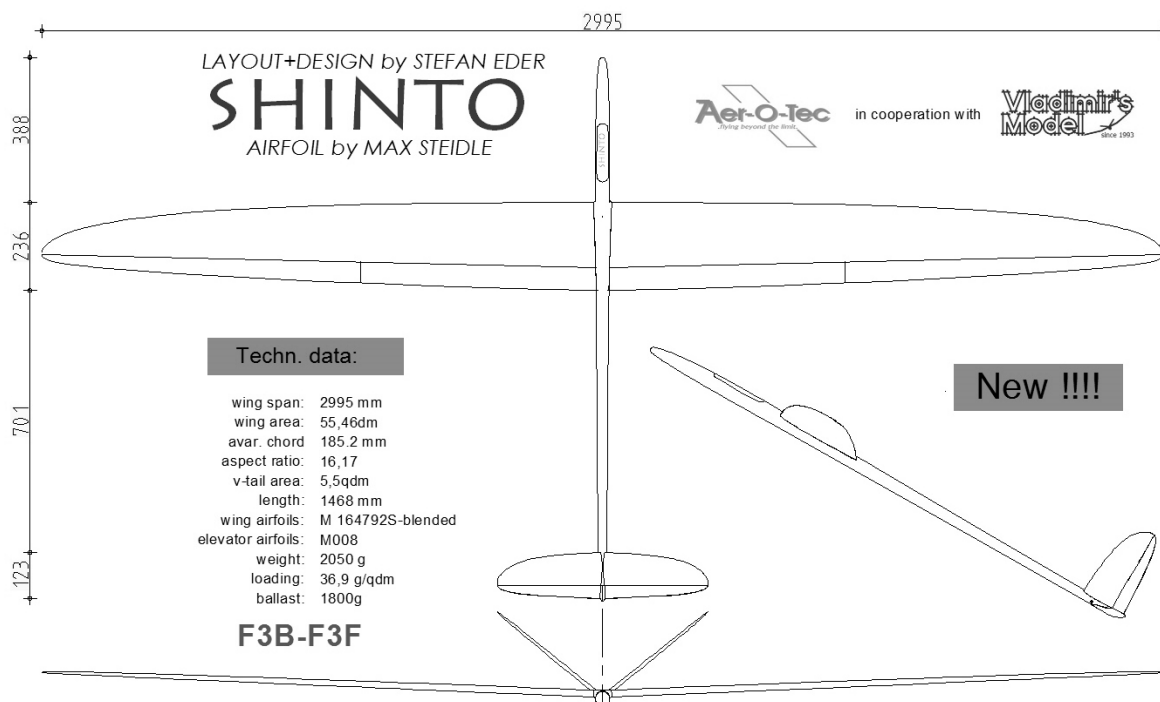
P3 – Výkresy komerčně vyráběných modelů



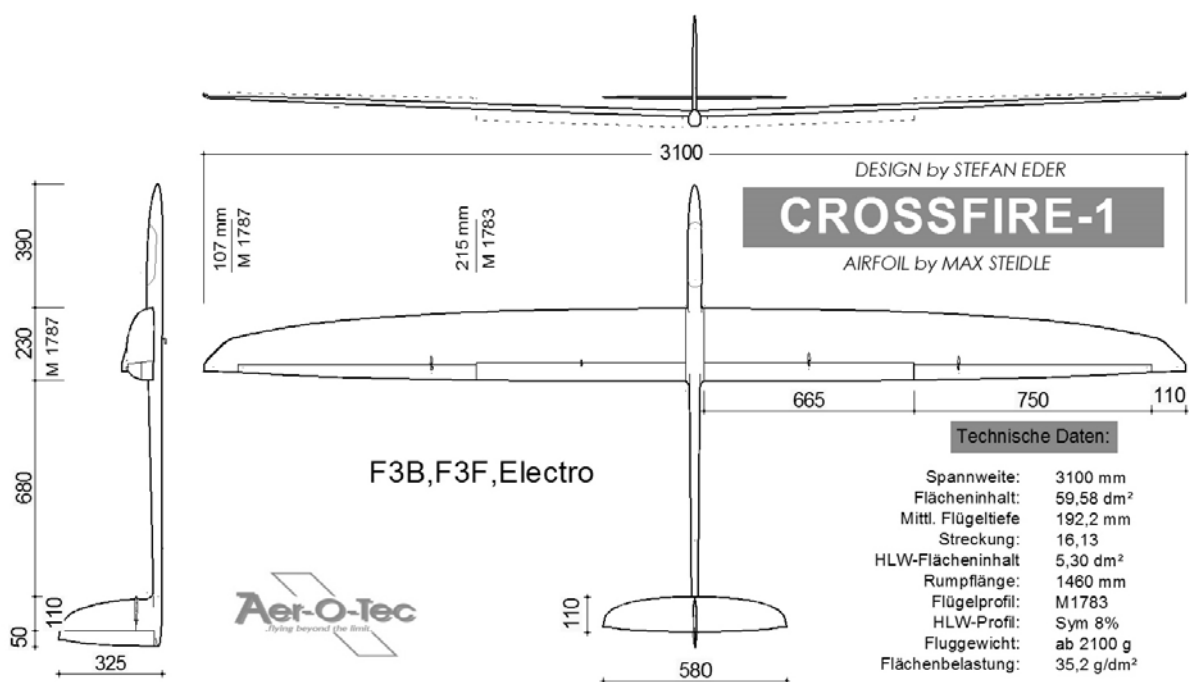
obr. P3.1 [26]



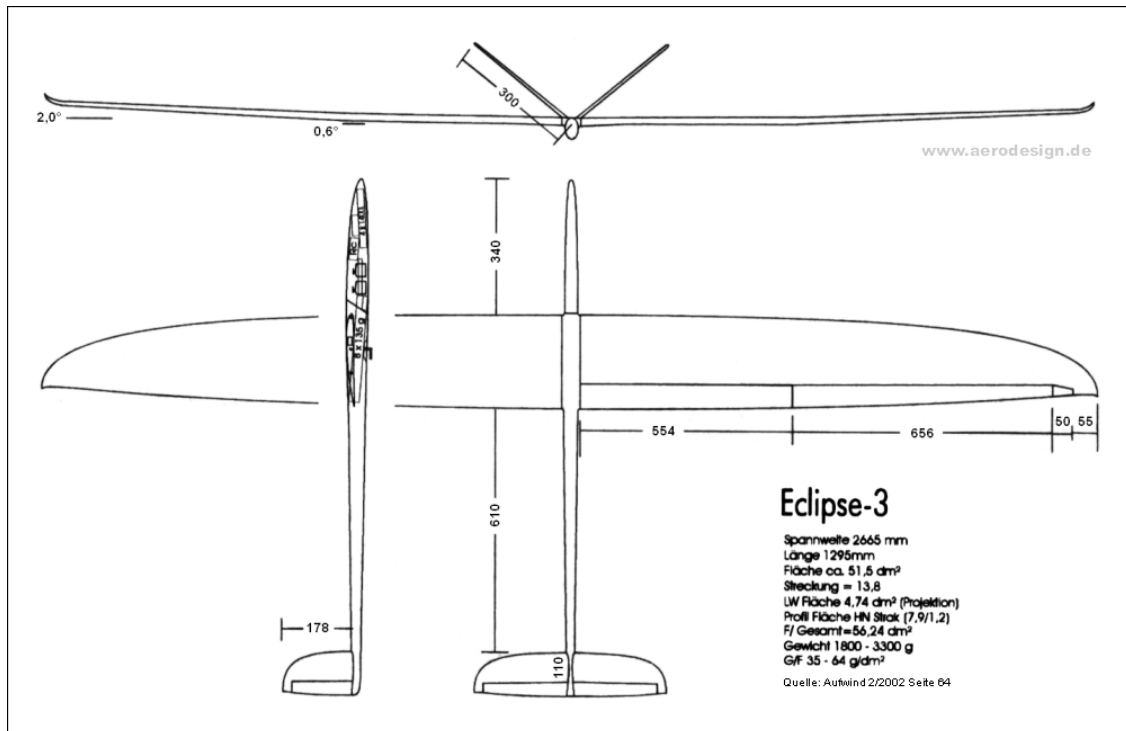
obr. P3.2 [27]



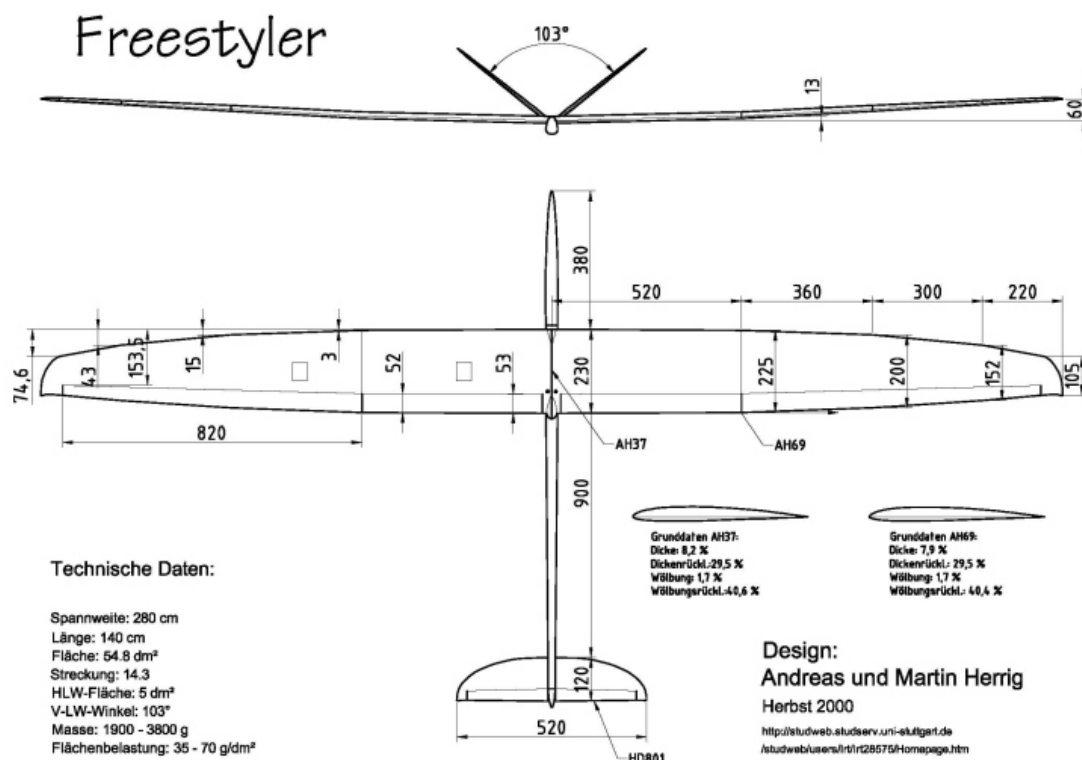
obr. P3.3 [28]



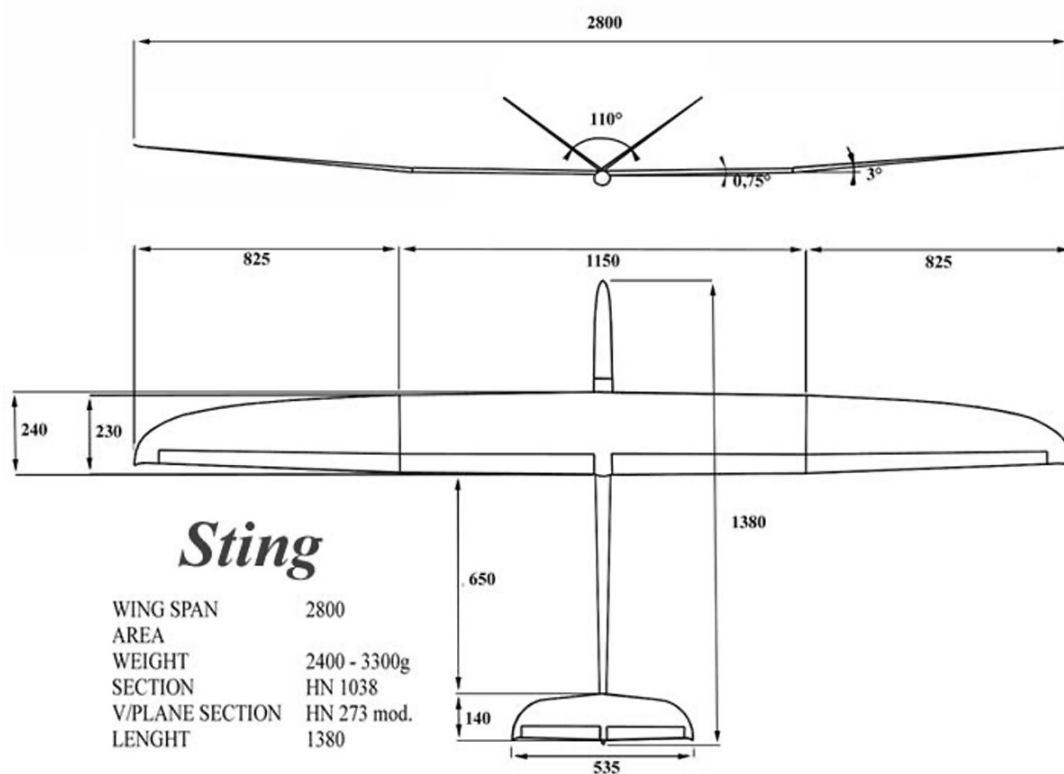
obr. P3.4 [29]



obr. P3.5 [30]

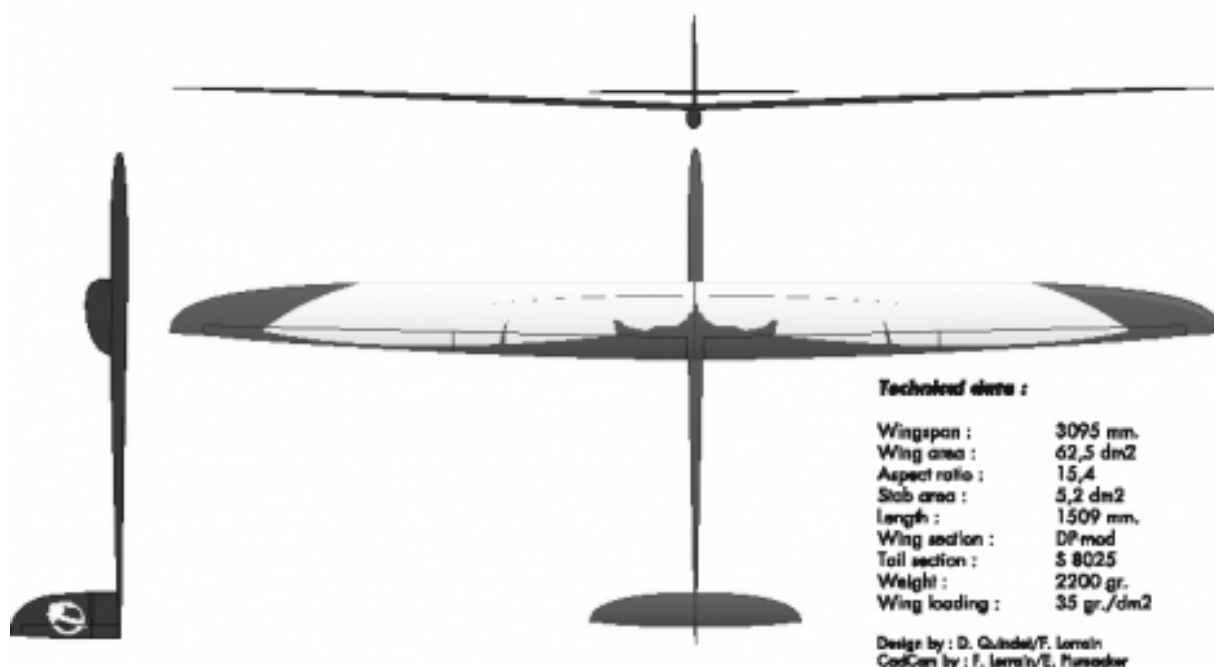


obr. P3.6 [30]

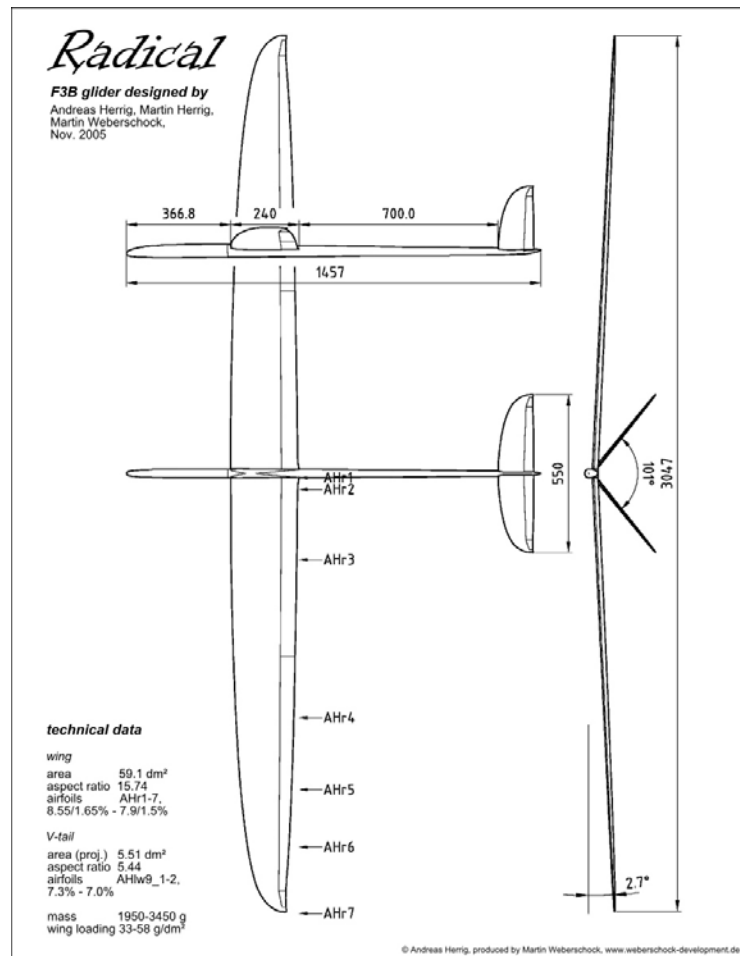


obr. P3.7 [30]

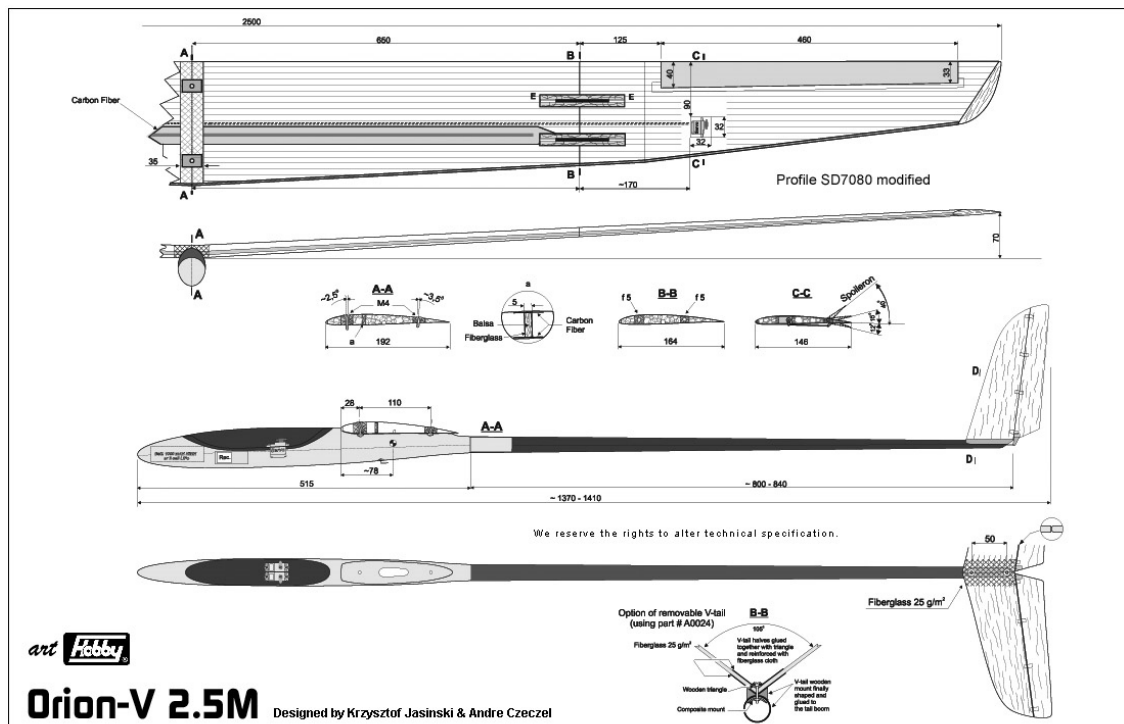
TOMAHAWK F3B
denis.quindot@skynet.be



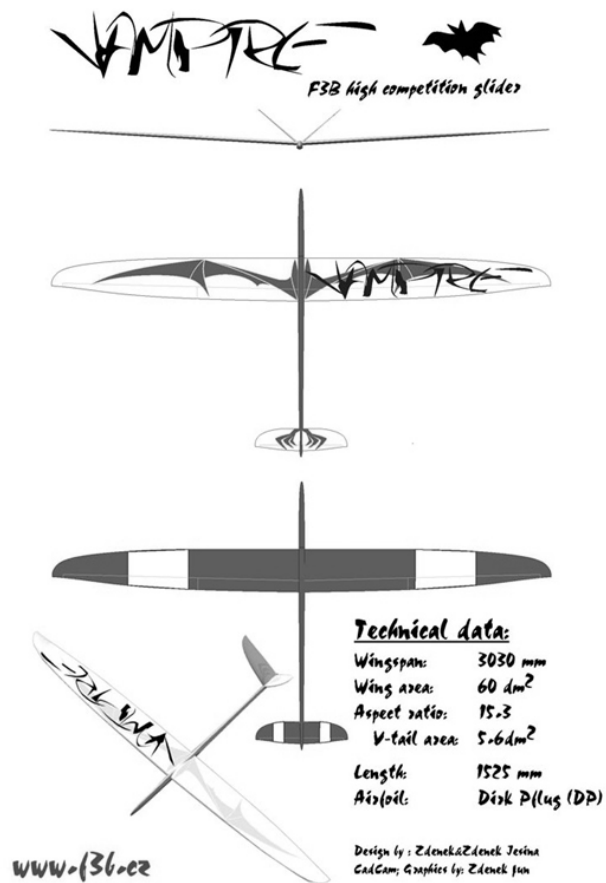
obr. P3.8 [31]



obr. P3.9 [32]



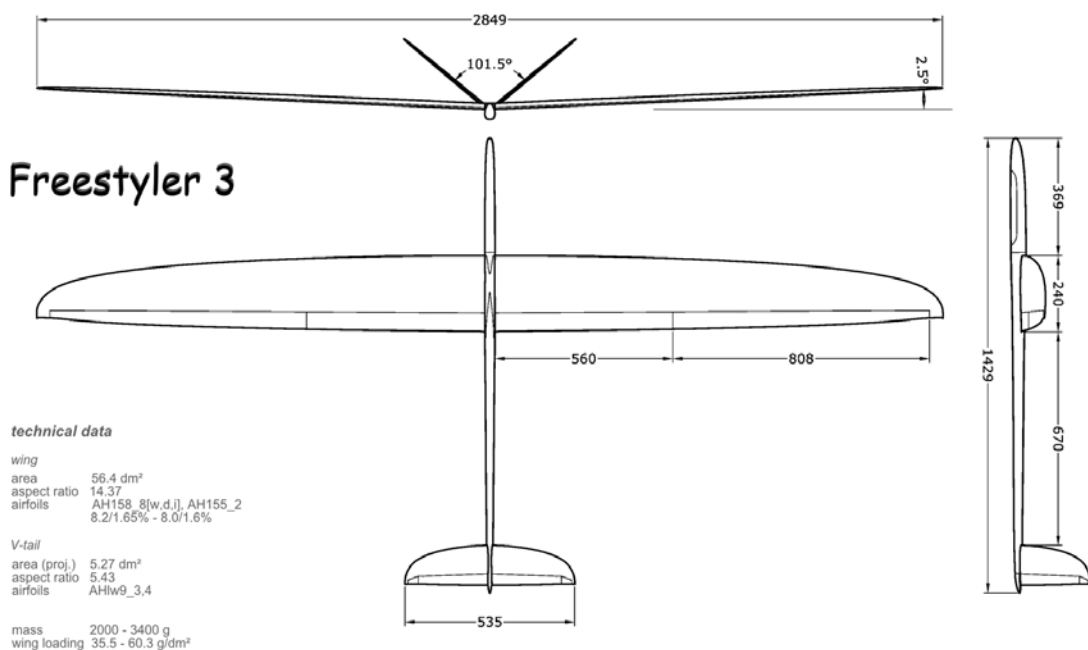
obr. P3.10 [33]



obr. P3.11 [34]

F3F glider designed by Andreas + Martin Herrig, Jan. 2006

www.tud-modelltechnik.de



obr. P3.12 [35]